

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.7.025

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

**Оптимизация конструкции кия
из полимерных композиционных материалов
за счет применения биоподобных конструктивно-силовых схем**

С.В. Барановски¹, Зай Я Лин¹

¹ *Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

Аннотация: Для удовлетворения потребности в эффективности по прочности, устойчивости, массе летательного аппарата необходимо решить комплексную сложную задачу проектирования силового каркаса. При этом необходимо принимать во внимание оптимизацию формы, количество, места расположения элементов. В настоящий момент основным вариантом конструктивно-силовой схемы является набор продольных из поперечных элементов, оптимизация которых уже практически исчерпала себя. Применение полимерных композиционных материалов на основе стеклянных и углеродных волокон, обладающих высокими удельными характеристиками по сравнению с металлами, позволяет повысить характеристики изделия и дополнительно оптимизировать структуру каркаса за счет анизотропии свойств материала. Однако для дальнейшего улучшения свойств необходимы принципиально новые силовые схемы. Благодаря развитию технологий изготовления изделий из композиционных материалов, в том числе аддитивному производству и трехмерной печати, а также развивающимся методам математического моделирования и автоматизированного проектирования и стало возможным создание новых перспективных силовых схем. К ним относятся биоподобные конструкции, основанные на природных аналогах, таких как крылья насекомых. Работа посвящена актуальной задаче поиска и выбора новых конструктивно-силовых схем. Целью работы является снижение массы кия самолета при обеспечении прочности конструкции. В работе рассмотрено пять вариантов конструктивно-силовых схем, включая классическую исходную конструкцию. Аэродинамические нагрузки на конструкцию определены с помощью моделирования процесса обтекания на заданном режиме полета. Определено напряженно-деформированное состояние силовой конструкции и выбран оптимальный из рассмотренных вариантов. Установлено преимущество биоподобных конструкций из полимерных композиционных материалов над металлическими классическими вариантами. Результаты работы будут учтены и использованы в дальнейшей оптимизации силовых схем и разработке методик выбора силовых конструкций.

Ключевые слова: киль, конструктивно-силовая схема, лонжерон, нервюра, биоподобная конструкция, углепластик.

Для цитирования: Барановски С.В., Лин Зай Я. Оптимизация конструкции кия из полимерных композиционных материалов за счет применения биоподобных конструктивно-силовых схем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 37–48. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

**Optimization of the fin structure from polymer composite materials
using bioinspired structural layouts**

S.V. Baranovski¹, Zay Yar Lin¹

¹ *Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia*

Abstract: To comply with efficiency in terms of strength, stability and weight of the aircraft, a complex problem for designing a structural layout should be solved. At the same time, it is essential to take into consideration optimization of the shape, quantity,

component layout. Now, the main variant of a structural layout is a combination of longitudinal and transverse elements, optimization of which has virtually exhausted itself. The use of polymer composite materials based on glass and carbon fibers, possessing high specific performance compared to metals, makes it possible to improve the performance of a product and additionally optimize a frame structure due to anisotropy of material properties. However, fundamentally innovative structural layouts are needed for further improving properties. It has become practical to create new promising structural layouts due to the development of technologies for manufacturing products from composite materials, including additive manufacturing and 3D printing as well as developing methods of mathematical modeling and computer-assisted design. Bioinspired structures based on natural analogues such as insect wings are attributed to them. The paper is devoted to a highly topical problem of searching and selecting innovative structural layouts. The purpose of the article is to reduce aircraft fin mass while providing structural strength. The paper considers five variants of structural layouts inclusive of the conventional original structure. Aerodynamic loads on the structure were determined by modeling the flow-around process at an assigned flight mode. Stress-and-strain behavior of the structural layout was determined, and the optimal variant of the considered was chosen. The advantage of polymer composite bioinspired structures over conventional metal variants was established. The paper results will be taken into consideration and used in the subsequent optimization of structural layouts and the development of methods for choosing structural layouts.

Key words: fin, structural layout, spar, rib, bioinspired structure, carbon fiber.

For citation: Baranovski, S.V., Lin, Zay Yar (2023). Optimization of the fin structure from polymer composite materials using bioinspired structural layouts. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 37–48. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

Введение

Проектирование силовой конструкции летательного аппарата (ЛА) всегда являлось сложной комплексной задачей, в которой необходимо учесть множество факторов и аспектов той или иной области науки [1]. Прочность, устойчивость, аэродинамика, влияние температур – это лишь часть основных направлений, затрагиваемых при проектировании [2]. Зачастую необходимо учесть одновременную оптимизацию переменных параметров, описывающих внешнюю форму, внутреннюю структуру, а также отдельные особенности материалов и внутренних механизмов [3]. Задача лишь усложняется с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ) [4, 5], которые позволяют значительно повысить удельные характеристики детали и конструкции в целом. При этом добиться максимального эффекта от применения ПКМ возможно при грамотном выборе схем армирования с учетом анизотропии характеристик материала и адаптации к действующим нагрузкам [6].

В настоящий момент задачи совершенствования характеристик летательных аппаратов решаются в большей степени за счет оптимизации аэродинамики и внешнего облика. Улучшение свойств каркаса проводится в рамках классических конструктивно-силовых схем (КСС) с прямолинейными силовыми элементами – выбора их количества, положения, формы и мате-

риала [7] с помощью методов параметрической оптимизации [8]. Однако сегодня прогресс в методах изготовления, в особенности из ПКМ [9], и появление инновационных технологий, таких как аддитивное производство [10] в целом и 3D-печать в частности [11], позволили исследователям рассматривать и создавать более сложные компоновки агрегатов ЛА [12]. Например, создаются композиционные панели планера самолета, подкрепленные не классическим стрингерным набором, а анизотропной или сетчатой структурой, образованной системой взаимнопересекающихся поперечных и диагональных ребер, что в совокупности с ПКМ позволяет значительно повысить весовую эффективность конструкции [13]. Кроме того, развивающиеся методы проектирования и математического моделирования, такие как топологическая оптимизация [14], позволяющие получить выигрыш в массе без снижения прочностных свойств [15], также дают возможность проектировать недоступные ранее структуры. К таким конструкциям можно отнести биоподобные КСС [16], основанные на природных аналогах, – направление установки, форма, количество, ориентация в пространстве силовых элементов схожи с биологическими объектами-аналогами, например крыльями насекомых [17].

Проводимые исследования и расчеты с помощью гибридной оптимизации, основанной на методе роя частиц и градиентного метода для выбора формы и расположения элементов, показывают существенное положительное влия-

яние кривизны на общую работу конструкции [18]. Криволинейные элементы показывают лучшие характеристики по сравнению с прямолинейными в части достижения большей структурной эффективности крыла под действием эксплуатационных нагрузок при различных режимах полета [19]. Разрабатываются силовые схемы с криволинейными биоподобными лонжеронами и нервюрами (SpaRibs), позволяющими снизить массу конструкции, в том числе с ограничениями по аэроупругости [20]. Оптимизация таких элементов затрагивает множество параметров, а направление самих элементов может моделироваться на плоскости кривыми третьего порядка с ограничениями начальной, промежуточных и конечной точек с последующей генерацией конечно-элементной модели агрегата с помощью алгоритмов, которые не зависят от узловых координат и порядка распределения элементов и могут использоваться для широкого спектра объектов, таких как крылья, горизонтальное и вертикальное оперение [21]. В совокупности с криволинейными укладками, которые позволяют реализовать полный спектр характеристик ПКМ и учесть их анизотропию свойств, биоподобные элементы дают наибольший выигрыш по массе при обеспечении прочности, устойчивости и аэроупругости [22], для чего разрабатываются различные методики расчета и определения таких конструкций [23].

Таким образом, логично констатировать, что применение принципиально новых КСС для обеспечения всевозрастающих требований к конструкциям из ПКМ является актуальной задачей.

Исходные данные

В работе рассматриваются КСС киля с параметрами:

- высота – 5,2 м;
- длина корневого сечения – 4 м;
- длина концевой сечения – 1,7 м;
- угол стреловидности – 40°;
- площадь поверхности – 14,8 м²;
- аэродинамический профиль – симметричный.

Для указанных параметров киля была разработана теоретическая поверхность, которая

использовалась для моделирования обтекания воздушной средой и расчета напряженно-деформированного состояния.

Рассматривались различные случаи нагружения в соответствии с нормами летной годности¹ для полета и посадки, а также возникающие при наземной эксплуатации самолетов.

Расчет конструкции киля производился под действием сил:

- от собственного распределенного веса элементов каркаса;
- аэродинамического давления в результате действия набегающего потока;
- сосредоточенного веса элементов управления рулем направления (трех приводов массой 4 кг с учетом гидравлической жидкости в системе, в том числе трубопроводах);
- реакций на действия привода и руля направления при маневре.

В работе представлены результаты для маневра самолета на скорости 218 км/ч для разворота по дуге 180 м на высоте 6 км.

Расчет аэродинамической нагрузки производился в программном комплексе Ansys в модуле CFX. Среда моделировалась параллелепипедом с габаритами 46 × 15 × 15 м (Д × Ш × В). Учитывалась симметричность задачи – была рассмотрена половина киля (и соответственно среды обтекания), рассеченная по плоскости симметрии с наложением соответствующих граничных условий. Моделировалась только правая половина киля. На границы параллелепипеда накладывались входные и выходные параметры воздушной среды², соответствующие высоте, скорости и направлению маневра. На поверхности объекта обтекания задавалось условие отсутствия скольжения потока (скорость равнялась нулю), а на остальные поверхности – условие свободного течения. Использовалась модель турбулентности k-ε. Была построена нерегулярная сетка конечных объемов из тетраэдров с дискретизацией у поверхности

¹ Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. 4-е изд. с 1–6 поправками. М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2021. 326 с.

² ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 2004. 181 с.

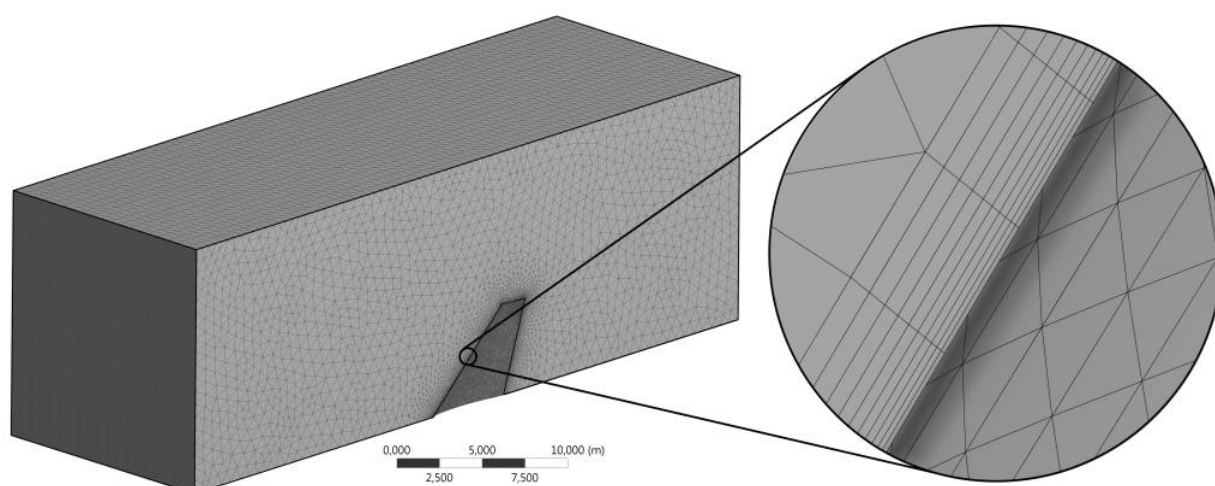


Рис. 1. Вид расчетной сетки конечных объемов
Fig. 1. View of the computational finite-volume mesh

Таблица 1
Table 1

Физико-механические характеристики используемых материалов
Physical and mechanical performance of the used materials

Параметр		Стеклопластик	Углепластик	Алюминий
Плотность, кг/м ³		2000	1550	2700
Модуль упругости, ГПа	Вдоль волокна	37,2	50,6	70
	Поперёк волокна	26,0	35,4	
Модуль упругости при сдвиге, ГПа		21,7	29,7	27
Предел прочности при растяжении, МПа	Вдоль волокна	352,6	483	390
	Поперёк волокна	49,0	67,0	
Предел прочности при сжатии, МПа	Вдоль волокна	202	297	390
	Поперёк волокна	78	107	
Предел прочности при сдвиге, МПа		191	262	233

киля и введением пограничных слоев призматических ячеек (рис. 1). Общее количество элементов составило порядка 1,5 млн. Расчеты проводились в стационарном режиме с обеспечением точности решения 10^{-4} . Расчеты проводились на высокопроизводительном вычислительном оборудовании МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В работе рассматривались три конструкционных материала – анизотропные стеклопластик и углепластик как основные материалы, изотропный алюминиевый сплав рассматривался для сравнения классических авиационных металлов с ПКМ. Характеристики материалов приведены в табл. 1.

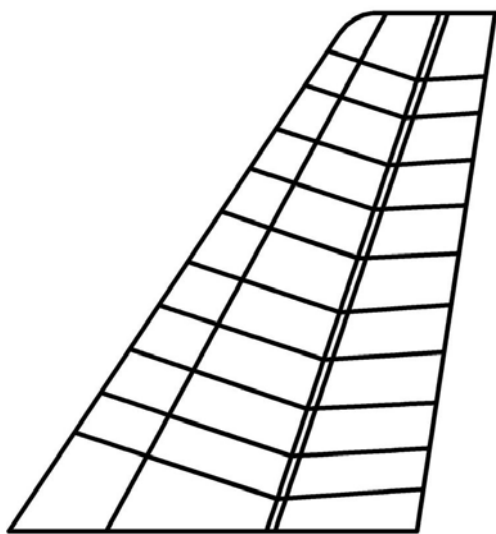


Рис. 2. Классическая КСС кия, вариант 1
Fig. 2. Conventional fin SL, Variant 1

Рассматриваемые конструктивно-силовые схемы

Первым типом КСС, рассматриваемым в работе, является классическая схема с двумя лонжеронами и двенадцатью нервюрами, расположенными перпендикулярно переднему лонжерону (рис. 2). Толщина переднего лонжерона составляет 3 мм, заднего – 4 мм. Толщина нервюр составляет 2 мм, а обшивок – 3 мм. В работе принято, что силовые элементы имеют постоянную толщину по всему размаху кия. Данное допущение упрощает и ускоряет расчет, увеличивает коэффициент запаса и будет дополнительно оптимизироваться при дальнейшей работе с выбранной КСС. Кроме того, для всех схем КСС руля высоты оставалась одинаковой – классической с двенадцатью нервюрами толщиной 1,5 мм и одним лонжероном толщиной 2,5 мм. Толщина обшивки руля составляла 1,5 мм. Данный вариант 1 классической КСС принят за исходную силовую схему кия, которая будет сравниваться с биоподобными вариантами.

Вторым и основным типом КСС, рассматриваемым в работе, является биоподобная схема. Схема расположения элементов выбиралась на основе крыльев насекомых [24] и распределения нагрузки и напряжений в кон-

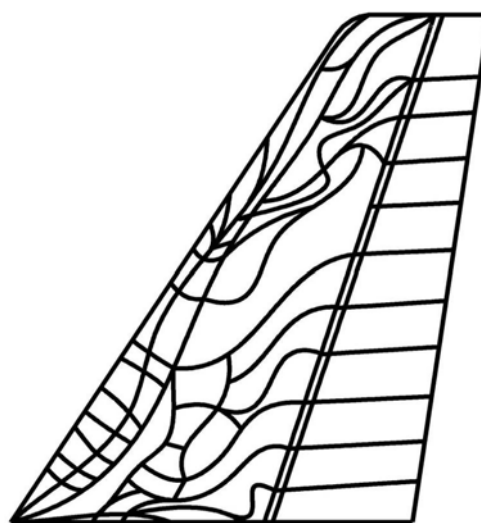


Рис. 3. Биоподобная КСС кия на основе крыльев отряда стрекоз (Odonata), вариант 2
Fig. 3. Bioinspired fin SL based on the Odonata wing, Variant 2

струкции, определенных в результате предварительных расчетов.

На основе крыльев отряда стрекоз (Odonata) разработан вариант 2 (рис. 3). Криволинейные элементы расположены по всей площади кия, с различным размером силовых ячеек. Элементы искривлены как по полету, так и против. Основные силовые элементы, непрерывные по всей длине кия, имеют толщину 3 мм и могут являться аналогом лонжеронов. Элементы меньшей длины, а также изогнутые к хвостовой части (условный аналог нервюр) имеют толщину от 2 до 3 мм в зависимости от размера и подкрепляемой зоны. Также в конструкции введены тонкие соединительные стенки толщиной 1 мм, соответствующие крыльям стрекоз. Стоит отметить, что условное разделение на лонжероны и нервюры или продольные и поперечные элементы для биоподобных структур служит только для облегчения описания, т. к. в конструкции их функции одновременно выполняют криволинейные элементы.

Вариант 3 (рис. 4) разработан на основе крыльев отряда перепончатокрылые (Hymenoptera), и в частности медоносной пчелы (Anthophila). У данной схемы меньше поперечных элементов, толщина которых варьируется от 2 до 2,5 мм, а продольных элементов с длиной на весь киль больше. При этом

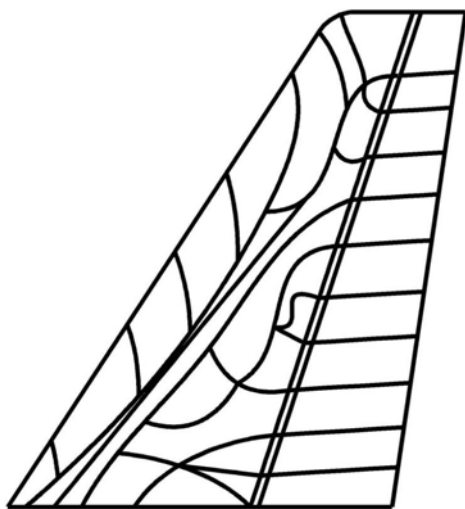


Рис. 4. Биоподобная КСС кия на основе крыльев отряда перепончатокрылые (Hymenoptera), вариант 3

Fig. 4. Bioinspired fin SL based on the Hymenoptera wings, Variant 3

их толщина составляет 2 и 3 мм. Размеры силовых ячеек в конструкции больше. Как и в предыдущем биоподобном варианте, силовые элементы кия совмещены с элементами руля направления для возможности навески последнего.

Вариант 4 (рис. 5) разработан на основе крыльев отряда жесткокрылые (Coleoptera), и майских жуков (Melolonthina) в частности.

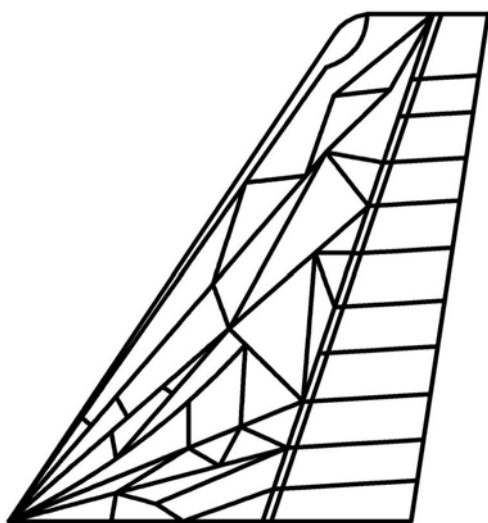


Рис. 5. Биоподобная КСС кия на основе крыльев отряда жесткокрылые (Coleoptera), вариант 4

Fig. 5. Bioinspired fin SL based on the Coleoptera wings, Variant 4

Учитывая большой радиус кривизны, элементы были смоделированы прямолинейными. Силовые элементы равномерно расположены по всей площади. Основным направлением установки являются диагонали из нижнего носового-корневого участка в верхний хвостовой-концевой. Толщины элементов в зависимости от размеров и длины варьируются от 1 до 3 мм, включая тонкие соединительные стенки.

Вариант 5 (рис. 6) разработан на основе пчелиных сот, но не в качестве трехслойных конструкций, уже долгое время успешно применяемых в авиастроении, а масштабированных на весь агрегат. Ячейки имеют вытянутую по полету форму. В плане конструкция выглядит как наложенные друг на друга два сотовых ряда со смещением на половину шага ячейки. Толщины элементов составляют 2,5 мм. В конструкции отсутствуют длинномерные элементы, проходящие через весь киль. Также ввиду периодичности данной схемы для данного варианта не были совмещены силовые наборы кия и руля направления, что снижает возможные преимущества конструкции по причине требуемых доработки схемы или добавления переходных элементов.

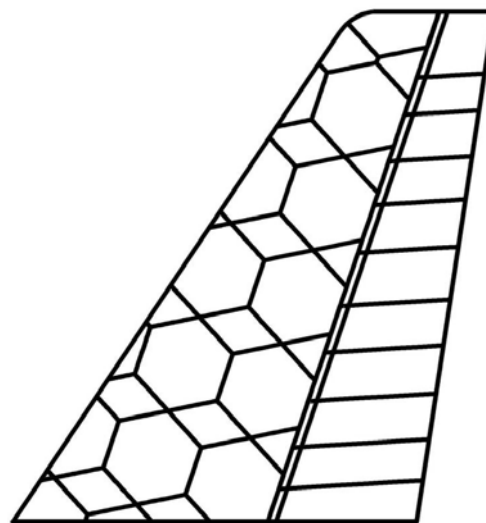


Рис. 6. Биоподобная КСС кия на основе сот, вариант 5

Fig. 6. Bioinspired fin SL based on honeycomb, Variant 5

Таблица 2
Table 2

Результаты расчета
Computation results

№ варианта	Масса, кг	Перемещения, мм	Максимальные напряжения, МПа	Материал
1.1	312,2	12,1	350,4	Алюминий
1.2	295,7	11,7	347,1	
1.3	284,2	13,7	350,2	
1.4	292,9	14,0	356,4	
1.5	279,6	17,4	376,5	
2.1	231,3	11,1	314,4	Стеклопластик
2.2	213,8	10,4	309,0	
2.3	205,4	13,3	285,5	
2.4	211,1	14,2	329,0	
2.5	201,0	26,6	341,4	
3.1	183,2	8,7	349,0	Углепластик
3.2	165,5	8,3	363,0	
3.3	159,4	10,5	243,5	
3.4	163,6	11,0	381,4	
3.5	156,8	21,2	409,3	

Результаты расчета и обсуждение полученных данных

Для пяти вариантов силовых схем было определено напряженно-деформированное состояние под действием нагрузки. В результате сравнивались и анализировались масса, прогиб, напряжения в конструкции. Результаты расчета представлены в табл. 2.

Предел прочности материала во всех рассмотренных конструкциях не превышает. Для алюминиевых вариантов (индекс 1) коэффициенты запаса – минимальный 1,03 (вариант 1.5), максимальный 1,12 (вариант 1.2). Варианты из алюминия не нуждаются в дополнительной оптимизации и, напротив, для вариантов с низким коэффициентом запаса могут быть дополнительно усилены. Для стеклопластика наблюдается похожая картина: коэффициент запаса близок к единице для варианта 2.5, а максимальный составляет 1,23 для варианта 2.3. В случае с углепластиком минимальный коэффициент запаса составляет 1,18 (вариант 3.5), максимальный – 1,98 (вариант 3.3). Ввиду своих характеристик углепластик может воспринимать большую

нагрузку. Отличие в вариантах КСС с максимальным коэффициентом запаса из алюминия от стеклопластика и углепластика обусловлено анизотропией свойств последних, позволяющей повысить характеристики схемы. Кроме того, с помощью анизотропии и схемы армирования можно дополнительно улучшить характеристики КСС, что будет проводиться в дальнейших работах. Минимальным коэффициентом запаса для всех материалов обладает КСС на основе сот. Кроме того, сотовая схема показала наихудшие результаты из биоподобных, но по перемещениям и массе превосходит исходную. Это обусловлено отсутствием цельных, расположенных по всей длине киля силовых элементов. При этом масса конструкции минимальна для каждого материала. Данная конструкция рассматривалась для анализа возможности применения подобных схем. Одним из возможных мест применения может является переход от крыла к фюзеляжу для схемы «летающее крыло», что требует дополнительных исследований. Данная схема нуждается в дополнительной проработке.

Ввиду обеспечения всеми типами КСС предела прочности дальнейший выбор вари-

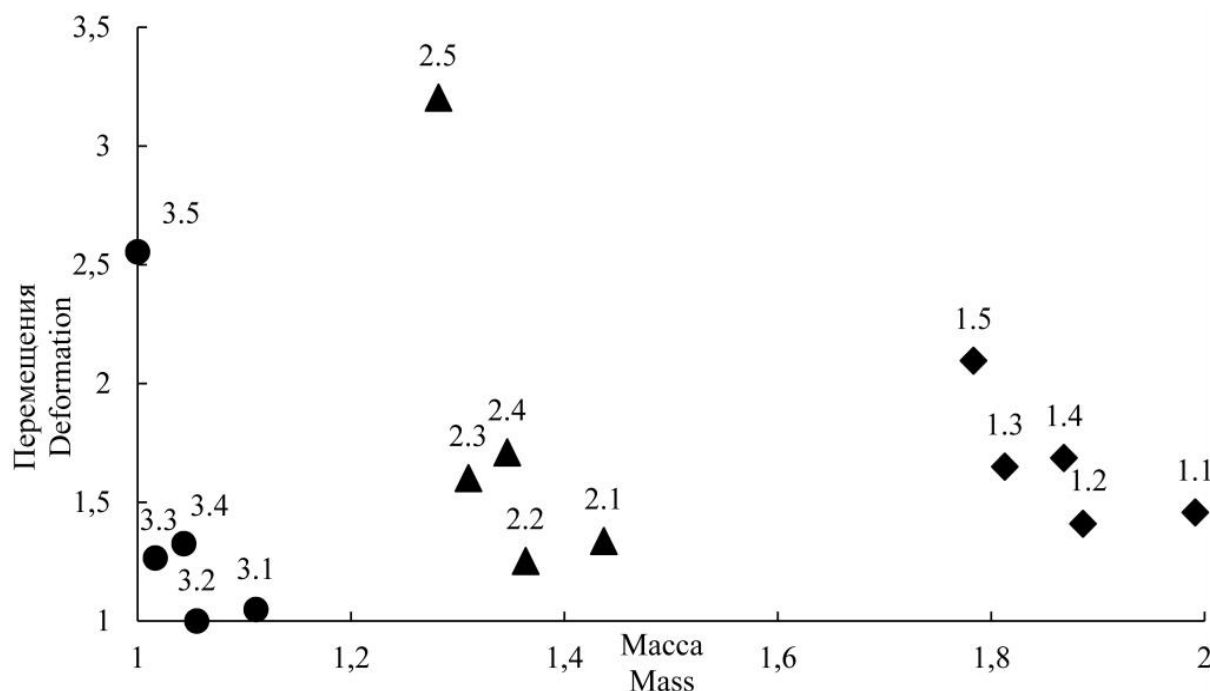


Рис. 7. Распределение вариантов КСС по массе и перемещениям в относительных величинах из материалов: ◆ – алюминий, ▲ – стеклопластик, ● – углепластик

Fig. 7. SL variant distribution by mass and deformation in relative values from materials: ◆ – aluminum, ▲ – glass fiber, ● – carbon fiber

анта проводился по массе и перемещениям в конструкции. Было построено распределение вариантов по этим двум параметрам в относительных единицах (в отношении к минимальному из возможных значений) (рис. 7).

На рисунке можно выделить три отдельные группы вариантов, соответствующих рассмотренным материалам, что прямо зависит от плотности. Металлические КСС наиболее удалены от начала координат, которое является идеальным центром (ИЦ) – вариантом с наилучшими параметрами. Наиболее приближены к нему КСС из углепластика. Значение величин вариантов из стеклопластика в 1,5 раза выше (в относительных значениях). Распределение вариантов из КМ имеет одинаковый вид и отличается только величинами.

Выбор производился по определению расстояния до ИЦ для равнозначных вариантов из области Парето – 3.3, 3.2 и 3.5. Как говорилось ранее, вариант 3.5 на основе сот исключается из рассмотрения даже при условии наименьшей массы ввиду низкого запаса по прочности и требуемых доработок. Из вариантов 3.2 и 3.3 на основе крыльев стрекозы и ме-

доносной пчелы соответственно наиболее близким к ИЦ является первый. Его масса составляет 165,5 кг, что в 2 раза меньше (53 %) металлического аналога и на 10 % меньше киля из углепластика. Дополнительная оптимизация за счет формы и расположения элементов, а также применение направленной укладки позволят повысить прочностные характеристики КСС агрегата и снизить массу изделия. Также стоит отметить, что рассмотренные биоподобные конструкции близки по своим характеристикам и отличаются не более чем на 10–15 %, что говорит о возможности дальнейшего поиска подобной схемы и разработки алгоритма для проектирования.

Заключение и выводы

В работе рассмотрены перспективные биоподобные варианты конструктивно-силовой схемы киля, позволяющие повысить удельные показатели конструкции.

На основе моделирования напряженно-деформированного состояния силовых схем под действием нагрузки определены значе-

ния перемещений и напряжений и выбрана оптимальная внутренняя силовая схема кия по критерию минимума массы. Установлено, что биоподобные схемы из углепластика превосходят классические металлические КСС до 50 % по массе и могут быть дополнительно оптимизированы. Выигрыш в массе по сравнению с классической КСС из ПКМ составляет порядка 10 %.

Данные КСС получены методом прямого поиска и моделирования, результаты послужат основой в дальнейших исследованиях перспективных силовых схем и будут учтены при составлении алгоритма выбора места расположения и направления установки элементов, в том числе в совокупности с криволинейными укладками ПКМ.

Список литературы

1. **Балунов К.А.** Многодисциплинарные аспекты в исследованиях синтеза и оптимизации конструктивно-силовых схем летательных аппаратов / К.А. Балунов, Ф.З. Ишмурадов, С.А. Туктаров, В.М. Уськов, В.В. Чедрик // Прочность конструкций летательных аппаратов: сборник статей научно-технической конференции. Жуковский, 08–09 декабря 2016 г. Москва: ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. Т. 2764. С. 29–36.
2. **Mitrofanov O., Osman M.** Designing of smooth composite panels providing stability and strength at postbuckling behavior // *Mechanics of Composite Materials*. 2022. Vol. 58. Pp. 15–30. DOI: <http://dx.doi.org/10.1007/s11029-022-10008-3>
3. **Molinari G., Arrieta A.F., Ermanni P.** Aero-structural optimization of three-dimensional adaptive wings with embedded smart actuators [Электронный ресурс] // *AIAA Journal*. 2014. Vol. 52, no. 9. Pp. 1940–1951. DOI: 10.2514/1.J052715 (дата обращения: 27.04.2022).
4. **Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S.** Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling [Электронный ресурс] // *AIP Conference Proceedings*. 2021. Vol. 2318, iss. 1. ID: 020012. DOI: 10.1063/5.0036561 (дата обращения: 27.04.2022).
5. **Митрофанов О.В.** Проектирование несущих панелей из композитных материалов по закритическому состоянию: обзор и актуальные задачи // *Естественные и технические науки*. 2021. № 11 (162). С. 224–226. DOI: 10.25633/ETN.2021.11.17
6. **Михайловский К.В., Барановски С.В.** Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2018. № 5 (698). С. 75–84. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84
7. **Татарников О.В., Пху Вэй Аунг, Найнг Лин Аунг.** Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2021. № 12 (741). С. 90–99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99
8. **Больших А.А., Еремин В.П.** Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров [Электронный ресурс] // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2020. № 10 (106). 14 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-10-2022 (дата обращения: 27.04.2022).
9. **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. DOI: 10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41
10. **Martinez D.W.** A comprehensive review on the application of 3D printing in the aerospace industry / D.W. Martinez, M. Espino, J.R. Dizon, H.M. Cascolan, J.L. Crisostomo // *Key engineering materials*. 2022. Vol. 913. Pp. 27–34. DOI: 10.4028/p-94a9zb
11. **Azarov A.V., Kolesnikov V.A., Khaziev A.R.** Development of equipment for composite 3D printing of structural elements for aerospace applications [Электронный ресурс] // *IOP conference series: materials science and engineering*. 2020. Vol. 934. ID: 012049. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012049 (дата обращения: 27.04.2022).

12. Song L., Gao T., Tang L. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing [Электронный ресурс] // Computers and structures. 2021. Vol. 243. ID: 106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (дата обращения: 27.04.2022).

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: 10.33113/mkmmk.ras.2020.26.04.490_500.04

14. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // Archives of computational methods in engineering. 2016. No. 23. Pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

15. Юргенсон С.А. Конструкционные элементы на основе метаматериалов / С.А. Юргенсон, Е.В. Ломакин, Б.Н. Федулов, А.Н. Федоренко // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2020. № 4. С. 211–219. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.4.18

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 conference. USA, San Diego, 4–8 January 2016. Vol. 2016-0485. Pp. 1–16. DOI: 10.2514/6.2016-0485

17. Soboyejo W., Daniel L. (Eds.). Bioinspired structures and design. Cambridge: Cambridge University press, 2020. 360 p. DOI: 10.1017/9781139058995

18. Singh K. Hybrid optimization of curvilinearly stiffened shells using parallel processing / K. Singh, W. Zhao, M. Jrad, R.K. Kapania [Электронный ресурс] // Journal of aircraft. 2019. Vol. 56, no. 3. Pp. 1068–1079. DOI: 10.2514/1.C035069 (дата обращения: 27.04.2022).

19. Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Криволинейные силовые элемен-

ты // Ученые записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 2. С. 79–86.

20. Zhao W., Kapania R.K. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2019. Vol. 57, no. 6. Pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892 (дата обращения: 27.04.2022).

21. De S., Jrad M., Kapania R.K. Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs [Электронный ресурс] // Journal of aircraft. 2019. Vol. 56, no. 2. Pp. 707–718. DOI: 10.2514/1.C034818 (дата обращения: 27.04.2022).

22. Stanford B.K., Jutte C.V. Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings // Computers & Structures. 2017. Vol. 183, no. 15. Pp. 48–60. DOI: 10.1016/j.compstruc.2017.01.010

23. Vescovini R. A sem-analytical approach for the analysis of variable-stiffness panels with curvilinear stiffeners / R. Vescovini, V. Oliveri, D. Pizzi, L. Dozio, P.M. Weaver // International Journal of Solids and Structures. 2020. Vol. 188–189. Pp. 244–260. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2019.10.011

24. Salcedo M.K. Computational analysis of size, shape and structure of insect wings [Электронный ресурс] / M.K. Salcedo, J. Hoffmann, S. Donoughe, L. Mahadevan // Biology Open. 2019. Vol. 8, no. 10. ID: bio040774. DOI: 10.1242/bio.040774 (дата обращения: 27.04.2022).

References

1. Balunov, K.A., Ishmuratov, F.Z., Tuktarov, S.A., Uskov, V.M., Chedrik, V.V. (2017). Multidisciplinary aspects in research on the synthesis and optimization of structural layout of aircraft. *Prochnost konstruksiy letatelnykh apparatov: sbornik statey nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*, vol. 2764, pp. 29–36. (in Russian)

2. Mitrofanov, O., Osman, M. (2022). Designing of smooth composite panels providing stability and strength at postbuckling behavior.

Mechanics of composite materials, vol. 58, pp. 15–30. DOI: <http://dx.doi.org/10.1007/s11029-022-10008-3>

3. Molinari, G., Arrieta, A.F., Ermani, P. (2014). Aero-structural optimization of three-dimensional adaptive wings with embedded smart actuators. *AIAA journal*, vol. 52, no. 9, pp. 1940–1951. DOI: 10.2514/1.J052715 (accessed: 27.04.2022).

4. Reznik, S.V., Esetbatyrovich, A.S. (2021). Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conference Proceedings*, vol. 2318, issue 1, ID: 020012. DOI: 10.1063/5.0036561 (accessed: 27.04.2022).

5. Mitrofanov, O.V. (2021). Load-bearing composite panels design based on post-buckling state: review and relevant objectives. *Natural and Technical Sciences*, no. 11 (162), pp. 224–226. DOI: 10.25633/ETN.2021.11.17 (in Russian)

6. Mikhailovskiy, K.V., Baranovski, S.V. (2018). The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part III. Selection and justification of optimal schemes for reinforcing load bearing elements. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, no. 5 (698), pp. 75–84. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84 (in Russian)

7. Tatarnikov, O.V., Phyto, W.A., Nasing, L.A. (2021). Selection of the optimal structural design of a spar composite wing. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, no. 12 (741), pp. 90–99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99 (in Russian)

8. Bolshikh, A.A., Eremin, V.P. (2020). Method of parametric optimization in the problems of passenger airliner design. *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 10 (106), 14 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-10-2022 (accessed: 27.04.2022). (in Russian)

9. Guzeva, T.A., Malysheva, G.V. (2022). Features of development of design-and-technological solutions during design of parts made of polymers and composites. *Tehnologia Metallov*, no. 4, pp. 34–41. DOI: 10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41 (in Russian)

10. Martinez, D.W., Espino, M., Dizon, J.R., Cascolan, H.M., Crisostomo, J.L. (2022). A comprehensive review on the applica-

tion of 3D printing in the aerospace industry. *Key engineering materials*, vol. 913, pp. 27–34. DOI: 10.4028/p-94a9zb

11. Azarov, A.V., Kolesnikov, V.A., Khaziev, A.R. (2020). Development of equipment for composite 3D printing of structural elements for aerospace applications. *IOP conference series: materials science and engineering*, vol. 934, ID: 012049. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012049 (accessed: 27.04.2022).

12. Song, L., Gao, T., Tang, L. et al. (2021). An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers and structures*, vol. 243, ID: 106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (accessed: 27.04.2022).

13. Azarov, A.V., Babichev, A.A., Razin, A.F. (2020). Optimal design of an airplane wing composite lattice panel under axial compression. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii*, vol. 26, no. 4, pp. 490–500. DOI: 10.33113/mkmk.ras.2020.26.04.490_500.04 (in Russian)

14. Zhu, J.H., Zhang, W.H., Xia, L. (2016). Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of computational methods in engineering*, no. 23, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

15. Yurgenson, S.A., Lomakin, E.V., Fedulov, B.N., Fedorenko, A.N. (2020). Structural elements based on the metamaterials. *PNRPU Mechanics Bulletin*, no. 4, pp. 211–219. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.4.18 (in Russian)

16. Dubois, A., Farhat, C., Abukhwejah, A.H. (2016). Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layouts. *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference*, vol. 2016–0485, pp. 1–16. DOI: 10.2514/6.2016–0485

17. Soboyejo, W., Daniel, L. (Eds.). (2020). Bioinspired structures and design. Cambridge: Cambridge University Press, 360 p. DOI: 10.1017/9781139058995

18. Singh, K., Zhao, W., Jrad, M., Kapania, R.K. (2019). Hybrid optimization of curvilinearly stiffened shells using parallel pro-

cessing. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 3, pp. 1068–1079. DOI: 10.2514/1.C035069 (accessed: 27.04.2022).

19. **Baranovski, S.V., Mikhailovskiy, K.V.** (2020). Structurally optimized polymer composite wing design. Part 1. Curvilinear load-bearing elements. *TsAGI Science Journal*, vol. 51, no. 2, pp. 79–86.

20. **Zhao, W., Kapania, R.K.** (2019). Bi-level programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA Journal*, vol. 57, no. 6, pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892 (accessed: 27.04.2022).

21. **De, S., Jrad, M., Kapania, R.K.** (2019). Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 2, pp. 707–718. DOI: 10.2514/1.C034818 (accessed: 27.04.2022).

22. **Stanford, B.K., Jutte, C.V.** (2017). Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings. *Computers & Structures*, vol. 183, no. 15, pp. 48–60. DOI: 10.1016/j.compstruc.2017.01.010

23. **Vescovini, R., Oliveri, V., Pizzi, D., Dozio, L., Weaver, P.M.** (2020). A semi-analytical approach for the analysis of variable-stiffness panels with curvilinear stiffeners. *International Journal of Solids and Structures*, vol. 188–189, pp. 244–260. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2019.10.011

24. **Salcedo, M.K., Hoffmann, J., Donoughe, S., Mahadevan, L.** (2019). Computational analysis of size, shape and structure of insect wings. *Biology Open*, vol. 8, no. 10, ID: bio040774. DOI: 10.1242/bio.040774 (accessed: 27.04.2022).

Сведения об авторах

Барановски Сергей Владиславович, кандидат технических наук, доцент кафедры ракетно-космических композитных конструкций Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана, serg1750@mail.ru.

Зай Я Лин, стажер-практикант кафедры ракетно-космических композитных конструкций Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана, zayarlinngate321@gmail.com.

Information about the authors

Sergey V. Baranovski, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Rocket-Space Composite Structures Chair, Bauman Moscow State Technical University, serg1750@mail.ru.

Zay Yar Lin, Trainee of the Rocket-Space Composite Structures Chair, Bauman Moscow State Technical University, zayarlinngate321@gmail.com.

Поступила в редакцию 10.10.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 10.10.2022
Accepted for publication 23.03.2023