

Топологическая оптимизация нервюры крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования

© С.В. Барановски, М.П. Глеков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

В настоящее время весовую эффективность летательных аппаратов можно повысить в результате внедрения композиционных материалов в конструкцию планера. Использование методов параметрической и топологической оптимизации позволяет определить рациональные конструктивные параметры силовых схем. Применение оптимизированных укладок монослоев в конструкции силовых элементов помогает в полной мере реализовать преимущество композиционных материалов, а использование автоматизированных методов раскроя и выкладки значительно снижает трудоемкость. Рассмотрено проектирование элементов силового набора крыла авиалайнера с помощью методов параметрической и топологической оптимизации. При этом решается задача подбора рациональных геометрических параметров установки нервюр, их толщины, а также углов ориентации монослоев композиционного материала в укладке. Проведена топологическая оптимизация формы силовых элементов с учетом действующих на крыло аэродинамических и массово-инерционных нагрузок. По результатам решения задачи топологической оптимизации с целевой функцией, включающей податливость конструкции, массу и значения действующих напряжений, получены четыре варианта формы нервюра. Установлено, что применение варианта с наименьшим значением предельной плотности материала обеспечивает существенное снижение массы крыла, при этом соблюдаются требования по прочности и жесткости. Для последующего улучшения удельных характеристик крыла проведена параметрическая оптимизация углов ориентации монослоев. Сравнение оптимизированной укладки слоев с квазиизотропной показало, что при оптимизированной схеме выкладки удастся снизить значение действующих напряжений в нервюрах на 5 % и повысить жесткость на 5 %. Проведенная работа является начальным этапом в области проектирования оптимизированной силовой схемы крыла летательного аппарата.

Ключевые слова: крыло, летательный аппарат, полимерный композиционный материал, нервюра, параметрическая оптимизация, топологическая оптимизация

Введение. Композиционные материалы (КМ) получили широкое распространение в проектировании конструкций современных авиалайнеров. Применение новых материалов оказалось более выгодным благодаря тому, что их удельные механические характеристики лучше, чем у традиционных алюминиевых сплавов. Повышение весовой эффективности авиалайнера в целом, а также характеристик его отдельных агрегатов, например крыла, достигается при внедрении новых перспективных материалов и технологий [1, 2] оптимизации силовых элементов, а также разработке принципиально новых конструктивно-силовых схем крыльев (КСС) [3], в том числе с помощью новых методов проектирования [4, 5].

Для поиска таких оптимальных параметров КСС, как расположения отдельных силовых элементов, а также их толщин [6], применяют методы многокритериальной параметрической оптимизации. В качестве цели оптимизационной задачи можно выбирать минимизацию прогиба крыла, действующих напряжений в каркасе или в крыле в целом, а также массы. Проверка полученных вариантов конструкций крыла проводится для того, чтобы удовлетворялись требования по пределу его прочности [7] и по потере им устойчивости [8]. Рациональные параметры конструкции, полученные в ходе решения параметрической задачи, позволяют наиболее полно реализовать потенциал применяемых КМ одновременно с повышением весовой эффективности.

Применение методов топологической оптимизации (ТО) при проектировании могут значительно повысить весовую эффективность. Принцип топологической оптимизации заключается в удалении материала из неиспользуемой или малонагруженной области в соответствии с заданной целевой функцией. Анализ известных методов ТО посвящена работа [9], а разработке методических рекомендаций по проектированию конструкций, обработке и валидации результатов численного моделирования — [10]. Следует отметить, что выбор подходящего метода оптимизации зачастую основывается на типе оптимизируемой модели.

В настоящее время в России и за рубежом методы ТО широко используются при проектировании летательных аппаратов (ЛА). В работе [11] показана возможность снижения общей массы изделия за счет рационального распределения материала в конструкции. Методы ТО применяют при разработке как крыла ЛА в целом [12–14], так и элементов КСС в отдельности [15–17]. При постановке оптимизационной задачи учитываются технологии проектирования, включающие и традиционную выкладку препрегов, и применение аддитивных технологий [18], позволяющих получить ранее недоступные формы силовых элементов.

Дополнительно увеличить механические характеристики конструкции при ее проектировании из КМ можно также путем поиска оптимальной укладки слоев, позволяющей снизить значения действующих напряжений и повысить изгибную жесткость. Выбрать укладку можно с помощью решения параметрической оптимизационной задачи, где в качестве целевой функции приняты углы ориентации монослоев и выполняется оценка аналитическими методами с дальнейшей валидацией результатов [19] путем разработки специализированных алгоритмов [20–22]. Применение таких укладок на практике становится возможным с помощью пакетов программ, позволяющих производить раскрой материала [23] с последующей автоматизированной выкладкой, что значительно снижает трудоемкость. Таким образом, проектирование элементов КСС крыла из КМ с использованием методов как

параметрической, так и топологической оптимизации является актуальной задачей.

Цель работы — повышение весовой эффективности ЛА и увеличение удельных характеристик крыла благодаря применению комбинации методов параметрической и топологической оптимизации при проектировании силовых элементов.

Была рассмотрена комбинированная методика выбора параметров КСС, включающая параметрическую и топологическую оптимизацию. Такой подход позволяет повысить весовую эффективность консоли крыла благодаря определению рациональных геометрических параметров и уменьшить общее число силовых элементов. Следует отметить, что снижение веса конструкции не оказывает негативного влияния на ее прочность и жесткость.

Исходные данные. В качестве объекта исследования было выбрано крыло с аэродинамическим профилем С-790212 среднемагистрального авиалайнера кессонной схемы со следующими параметрами:

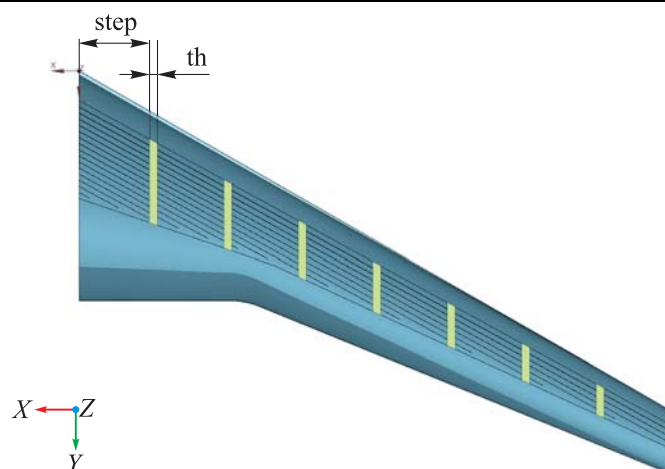
Размах крыла, м	35,9
Ширина хорд, м:	
бортовой	6,19
концевой	1,74
Угол стреловидности по передней кромке, град	30

В качестве нагрузок, действующих на конструкцию крыла в процессе полета, приняты аэродинамическая нагрузка от набегающего потока воздуха и собственный вес конструкции.

При расчетах не учитывались элементы механизации, пилон навески двигателя и мотогондола, вес топлива.

Аэродинамические расчеты проводились в программном пакете ANSYS CFX на крейсерском участке полета со скоростью 600 км/ч и углом атаки, равным 0. Расчетная область представляла собой параллелепипед размерами 70×50×25 м с пустотой внутри в форме обтекаемого тела. Использовалась нерегулярная тетраэдрическая сетка конечных объемов с уменьшением размеров ячеек у поверхности крыла и пятью пограничными слоями из призматических элементов. Были заданы характеристики потока на входе и выходе из расчетной области, на поверхность крыла задавалось условие «прилипания» потока. Бортовая нервюра крыла совпадала с границей расчетной области, на которую накладывалось условие симметрии. При расчете была использована SST-модель турбулентности.

Оптимизация формы нервюры. Для определения оптимального варианта установки нервюр по размаху крыла ставилась *параметрическая задача оптимизации*, в результате решения которой были получены значения шага установки и толщины силовых элементов (рис. 1). Расчет проводился в программном комплексе ANSYS Response Surface Optimization.

**Рис. 1.** Параметрическая модель крыла:

step — параметр шага установки нервюр, th — параметр толщины нервюр

В качестве основного материала для всей конструкции был принят двухосно армированный углепластик на основе эпоксидного связующего. Физико-механические характеристики материала приведены ниже:

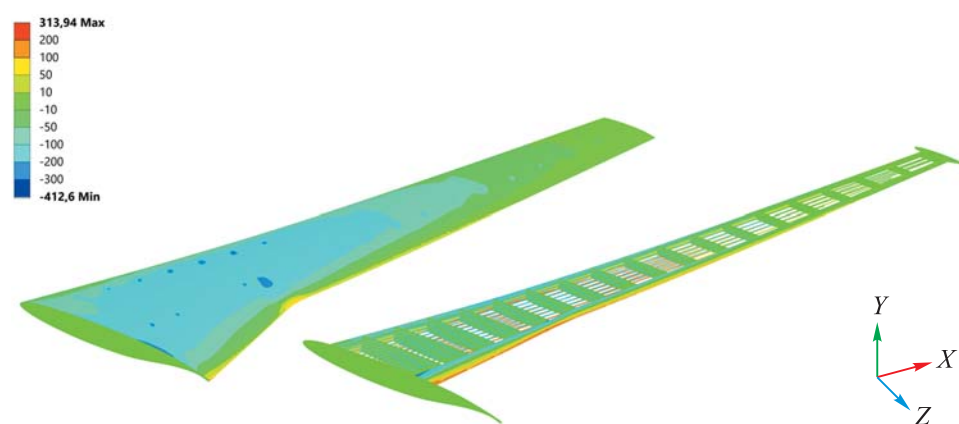
Плотность, кг/м^3	1480
Модуль упругости, ГПа:	
волокна (вдоль/поперек)	91,8
при сдвиге	3,6
Коэффициент Пуассона:	
в плоскости слоя	0,05
в вертикальной плоскости	0,3

Критериями оптимизации считались минимизация прогиба крыла и минимизация напряжений. Для вычисления значений целевой функции по каждому из вариантов конфигурации нервюр проводился прочностной расчет с использованием модуля ANSYS Static Structural. Считалось, что крыло зафиксировано от перемещений и поворотов в бортовом сечении. Значения варьируемых параметров и результаты решения задачи оптимизации приведены в табл. 1.

По результатам параметрической оптимизации было сформировано четыре варианта конфигурации нервюр. Выбор наилучшего из них осуществлялся путем анализа напряженно-деформированного состояния крыла и значений выходных параметров. Вследствие малой вариации значений прогиба крыла среди полученных результатов (0,76 %) выбор оптимального варианта проводился по соотношению масса – напряжения: шаг нервюр 0,875 м, толщина 9 мм. По распределению нормальных напряжений в элементах (рис. 2) видно, что обшивка в крыле кессонной схемы воспринимает большую часть аэродинамической нагрузки.

Значения параметров установки нервюр

Параметр	Значение, мм	Результат решения, мм
Шаг установки нервюр, $step$	660	875
	875	
	980	
	1090	
	1305	
Толщина нервюр, th	2–10	9

Рис. 2. Распределение нормальных напряжений вдоль оси X , МПа

Благодаря применению параметрической оптимизации при проектировании удалось добиться рационального расположения силовых элементов в крыле, что позволило снизить вес крыла ЛА на 253 кг (~12 %). Результаты решения поставленной задачи были использованы для проведения топологической оптимизации нервюр.

Топологическая оптимизация подразумевает под собой перераспределение материала детали в расчетной области в соответствии с заданным нагружением и наложенными ограничениями. В результате достигается оптимальное распределение материала в конструкции. Расчет проводился в программном пакете ANSYS Structural Optimization.

В качестве нагрузок при решении задачи топологической оптимизации использовались аэродинамическое давление от набегающего потока воздуха и массово-инерционные силы, а также было принято, что крыло жестко закреплено в бортовом сечении. В область проектирования была включена одна нормальная нервюра крыла (рис. 3). В таком случае крыло в целом выступало как объект для передачи действующей нагрузки, что исключало необходимость ее пересчета для одной нервюры и задания условий закрепления.

■ Область проектирования
■ Исключенная область

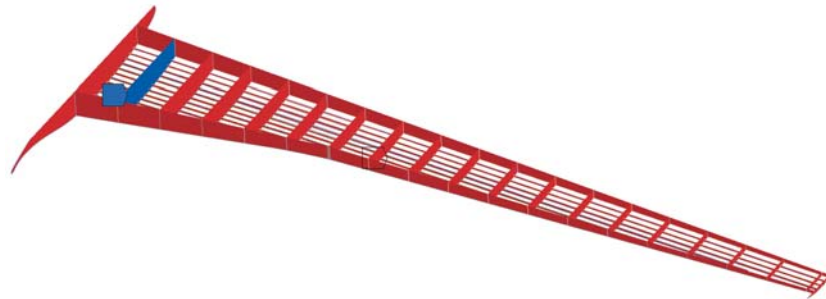


Рис. 3. Область решения задачи оптимизации

Для получения различных вариантов формы нервюр и их анализа выполнялось несколько расчетов, в которых предельная плотность материала принимала значение $f = 0,4, 0,6$ и $0,8$. Наряду с ее ограничениями при проведении оптимизации также накладывались такие ограничения, как минимизация податливости и действующих напряжений. Целевая функция оптимизации имела следующий вид:

$$Y(\rho) = \{\min G(\rho), \min C(\rho), \min \sigma(\rho)\}, \quad (1)$$

где $G(\rho)$ — масса конструкции; $C(\rho)$ — податливость; $\sigma(\rho)$ — действующие напряжения.

Результаты оптимизации нервюры при различных значениях предельной плотности материала приведены на рис. 4.

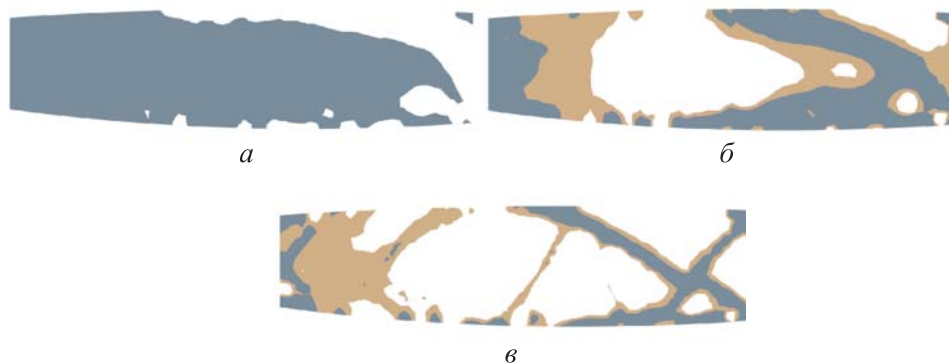


Рис. 4. Результаты оптимизации формы нервюр при $f = 0,8$ (а); $f = 0,6$ (б); $f = 0,4$ (в)

После оптимизации осуществлялась интерпретация полученных результатов и доработка геометрических моделей с учетом технологических ограничений, в частности требования собираемости, которое заключалось в сохранении материала в зоне поясов для крепления

стрингеров и стыковки нервюр с лонжеронами (рис. 5). Полученная типовая форма одной нервюры переносилась на остальные, вследствие чего все нервюры в крыле, за исключением бортовой и концевой, имели подобную геометрию. Был разработан дополнительный вариант формы нервюр (рис. 5, *з*), основанный на форме, созданной при предельной плотности материала $f = 0,4$. В отличие от полученного варианта, во вновь разработанном все отверстия в нервюрах приведены к треугольной форме, что должно обеспечивать большую жесткость.

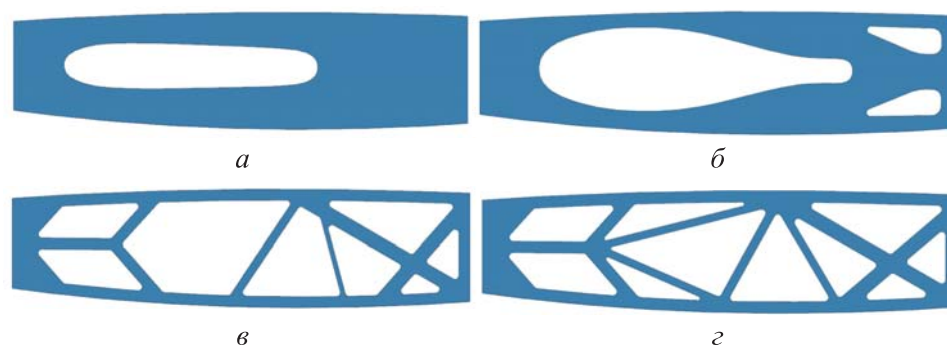


Рис. 5. Доработанная форма нервюр:

а — вариант I ($f = 0,8$); *б* — вариант II ($f = 0,6$); *в* — вариант III ($f = 0,4$); *з* — вариант IV ($f = 0,4$)

Для сравнения полученных вариантов конструкции был выполнен поверочный прочностной расчет. В крыле с нервюрами оптимизированной схемы наблюдается снижение суммарного значения потенциальной энергии деформации: у конструкции с неоптимизированными нервюрами максимальное значение 27,4 Дж, у вариантов III и IV — 10,8 и 11,3 Дж соответственно. Это свидетельствует о повышении жесткости конструкции, вследствие чего удалось добиться снижения прогиба. Применение нервюр оптимизированной схемы позволило уменьшить суммарную массу силовых элементов со 133 до 65 кг (~49 %).

Несмотря на большее максимальное значение потенциальной энергии деформации, вариант IV обладает меньшим значением полной потенциальной энергии по сравнению с вариантом III: 112 и 106 кДж соответственно. Оптимизация укладок слоев ПКМ выполнялась для варианта IV, обладающего наименьшей массой и большей жесткостью по сравнению с другими вариантами конструкции.

Оптимизация углов ориентации слоев композиционного материала. Для достижения оптимальных значений прочности и жесткости разработанных схем нервюр проводилась параметрическая оптимизация углов укладки слоев. Расчет проводился в модуле ANSYS Response Surface Optimization, в котором допустимо использовать ограниченное число параметров для проведения оптимизации. В связи

с этим расчет углов укладки осуществлялся не для каждого монослоя в отдельности, а для заданного набора слоев, каждый из которых представлял собой типовой блок из пяти слоев с квазиизотропной укладкой $[0/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0]$. Толщина монослоя принималась равной 0,2 мм, толщина блока слоев — 1 мм.

В качестве параметров для выполнения оптимизации использовались углы ориентации блоков слоев в нервюрах:

$$X = \{p_1, p_2, \dots, p_9\}, \quad (2)$$

где X — вектор входных параметров; $p_i \in [0^\circ, 90^\circ]$ — угол ориентации i -го набора слоев.

Выходными параметрами оптимизационной задачи являлись прогиб крыла u и максимальное значение действующих значений в нервюрах σ :

$$Y(X) = \{\min u(X), \min \sigma(X)\}, \quad (3)$$

где $Y(X)$ — целевая функция; $u(X)$ — прогиб крыла; $\sigma(X)$ — действующие напряжения в нервюрах.

Углы ориентации наборов слоев, определенные в результате решения задачи оптимизации, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Углы ориентации наборов слоев для варианта IV

Номер набора слоев	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6	p_7	p_8	p_9
Угол ориентации, град	41	66	44	-3	1	60	35	35	42

Для полученной укладки наборов слоев проводился поверочный прочностной расчет. С целью установления необходимости использования вариации углов укладки при производстве выполнялось сравнение оптимизированной укладки с квазиизотропной укладкой $[0/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0]$. Распределение нормальных напряжений вдоль оси X в нервюрах приведено на рис. 6.

Применение оптимизированной укладки в конструкции нервюр позволяет снизить действующие напряжения по сравнению с квазиизотропной укладкой на 5 % и повысить жесткость силовых элементов на 5 %. Прогиб крыла был снижен на 28 % — с 2 м у конструкции с неоптимизированными нервюрами до 1,45 м у конструкции с оптимизированными нервюрами и укладкой. Наблюдается увеличение значения напряжений у нервюр № 5–7, что обусловлено их постановкой в зоне излома крыла, где происходит сильный изгиб. Более того, в области излома крыла обычно устанавливается пилон навески двигателя, не учитываемый в данной работе. Снизить воздействие нагрузки на

данные нервюры можно путем замены их на усиленные, подкрепленные поясами и имеющими другую форму стенки, что будет учтено в дальнейшем.

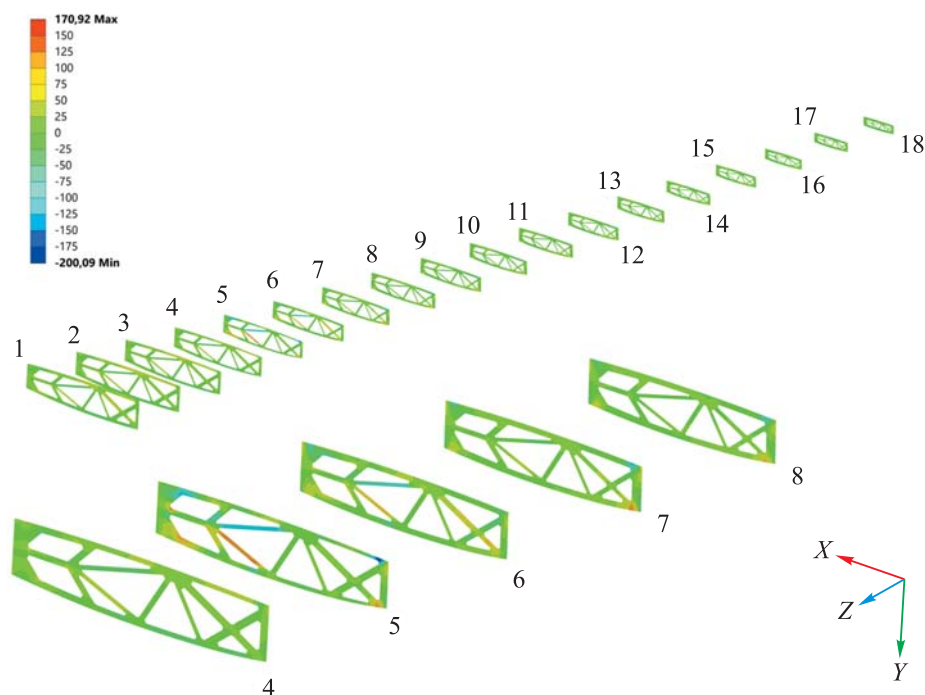


Рис. 6. Распределение нормальных напряжений (МПа) вдоль оси X в нервюрах

Закключение. В ходе работы проведена разработка усовершенствованной схемы нормальной нервюры крыла летательного аппарата. Показана возможность повышения весовой эффективности конструкции при использовании нервюр оптимизированной схемы. Применение параметрической оптимизации при проектировании силового набора позволяет определить рациональные параметры положения силовых элементов, что повышает весовую эффективность. Применение нервюр оптимизированной схемы позволило повысить жесткость на 28 % и снизить вес на 53 % относительно исходной конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Тимошков П.Н., Гончаров В.А., Усачева М.Н., Хрульков А.В. Особенности технологии и полимерные композиционные материалы для изготовления крыльев перспективных самолетов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2022, № 1 (107), с. 66–75. <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2022-0-1-66-75>
- [2] 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. <https://doi.org/10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41>

- [3] Барановски С.В., Зай Я Лин. Оптимизация конструкции киля из полимерных композиционных материалов за счет применения биоподобных конструктивно-силовых схем. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2023, т. 26, № 2, с. 37–48. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48>
- [4] Antsiferov S.I., Lozovaya S.Yu., Karachevtseva A.V., Sychev E.A. Development Methods for Pilotless Aircraft. *Russian Engineering Research*, 2024, vol. 44, no. 10, pp. 1479–1482.
- [5] Reznik S.V., Apiev S.E. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020012. <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [6] Митрофанов О.В., Торопылина Е.Ю. Определение параметров подкрепленных панелей из композитных материалов при ограничениях по устойчивости с учетом влияния дефектов при сжатии и сдвиге. *Конструкции из композиционных материалов*, 2024, № 2 (174), с. 9–16.
- [7] Лин Аунг, Татарников О.В., Вэй Аунг Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 11 (740), с. 91–98.
- [8] Корольский В.В., Гавва Л.М. Спектр оптимальных толщин слоев, шага стрингеров и схем укладки пакетов при размерно-весовом проектировании композитных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов с ограничениями по уточненной теории устойчивости. *Конструкции из композиционных материалов*, 2025, № 2 (178), с. 17–26.
- [9] Косых П.А., Азаров А.В. Теория и анализ методов топологической оптимизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 4, с. 1–20. URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/mech/mdsb/2264.html>
- [10] Ивченко В.И., Шмелев А.В., Талалуев, А.В. Омелюсик А.В. Методические рекомендации по топологической оптимизации силовых конструкций с применением средств численного моделирования. *Механика машин, механизмов и материалов*, 2022, № 4 (61), с. 68–79.
- [11] Сорокин Д.В., Бабкина Л.А., Бразговка О.В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации. *Космические аппараты и технологии*, 2022, № 2 (40), с. 61–82.
- [12] Das G.K., Ranjan P., James K.A. 3D Topology optimization of aircraft wings with conventional and non-conventional layouts: a comparative study. *AIAA AVIATION 2022 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2022-3725>
- [13] Elalwi M., Calvet T., Botez R.M., Dao T.M. Wing component allocation for a morphing variable span of tapered wing using finite element method and topology optimisation — Application to the UAS-S4. *Aeronautical Journal*, 2021, vol. 125, no. 1290, pp. 1313–1336. <https://doi.org/10.1017/aer.2021.29>
- [14] Kilimtzhidis S., Kotzakolios A., Kostopoulos V., Efficient structural optimisation of composite materials aircraft wings. *Composite Structures*, 2022. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116268>
- [15] Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9, с. 97–107.
- [16] Rahman M., Fricks C., Ahmed H., et al. Topology optimization and experimental validation of mass-reduced aircraft wing designs. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2024, no. 239 (4), pp. 326–337.
- [17] Chenglei Huang, Qingming Fan, Hongjun Liu, Boya YU Topology optimization design of wing rib based on bi-directional evolutionary structural optimization

- method. *Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2025, no. 42, pp. 1005–1010.
- [18] Wang Q.S., Wang S.Y., Li A.H. Topology optimization of wing ribs for additive manufacturing. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*, 2023, vol. 15, no. 2, pp. 83–97.
- [19] Бадрухин Ю.И., Терехова Е.С. Влияние углов ориентации слоя на толщину несущих панелей из слоистого композита. *Космические аппараты и технологии*, 2024, т. 8, № 4 (50), с. 233–242.
- [20] Hakan Demir, Necmettin Kaya. Multidisciplinary wing layout optimization. *Defence Science Journal*, 2025, no. 75, pp. 149–158.
<https://doi.org/10.14429/20144>
- [21] Киреев В.А., Казаков И.А. Выбор рациональных параметров композитных панелей крыла. *Ученые записки ЦАГИ*, 2023, т. 54, № 3, с. 89–100.
- [22] Бадрухин Ю.И., Терехова Е.С. Выбор рационального пакета для композитных панелей крыла. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2022, № 2, с. 72–76.
- [23] Богданов А.П., Зорин Ю.В., Кольцов М.А. Разработка конструктивно-технологических решений по автоматизации процесса изготовления крупногабаритных изделий из полимерных композиционных материалов авиационного назначения. *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*, 2021, т. 1, с. 30–34.

Статья поступила в редакцию 26.12.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Барановски С.В., Глеков М.П. Топологическая оптимизация нервюры крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 3. EDN PYVDNY

Барановски Сергей Владиславович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: serg1750@mail.ru

Глеков Максим Павлович — студент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: glekov.maksim@yandex.ru

Topological Optimization of Polymer Composite Wing Ribs Using Parametric Modeling

© S.V. Baranovski, M.P. Glekov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

An increase in the weight efficiency of aircraft can be achieved by using composite materials in airframe design. Parametrical and topology optimization methods can be utilized to determine the optimum design parameters for load-bearing elements. The full potential of composite materials can be realized by using optimal lay-out in structural elements design. The automation of cutting and layering processes significantly reduces labor intensity. The paper discusses the design of the structural elements of an aircraft wing based on the application of parametric and topological optimization techniques. The issue of selecting appropriate geometric parameters for rib placement, thickness, and composite monolayer orientation angles is addressed. A topological optimization process is performed to optimize the shape of structural elements, considering aerodynamic and mass-inertia loads acting on the wing during the flight. Based on the results from solving a topological optimization problem using an objective function incorporating compliance, weight, and stress, four rib configurations are derived. It is found that the design with the lowest material density can significantly reduce the wing weight while meeting strength and stiffness requirements. To further enhance the specific characteristics of the wing, a parametric optimization of the monolayers orientation angles has been conducted. The optimized stacking sequence has been compared with a quasi-isotropic arrangement. It has been demonstrated that the implementation of an optimized configuration allows for a reduction in the magnitude of the applied stresses in the rib structures by 5%, while also increasing stiffness by 5%. This work represents the initial phase in the development of an optimized structural arrangement for aircraft wings.

Keywords: wing, polymer composite material, rib, parametric optimization, topology optimization

REFERENCES

- [1] Timoshkov P.N., Goncharov V.A., Usacheva M.N., Khrul'kov A.V. Osobennosti tekhnologii i polymernye kompozitsionnye materialy dlya izgotovleniya kryliev perspektivnykh samoletov (obzor) [Features of technology and polymer composite materials for manufacturing aircraft wings (review)]. *Trudy VIAM — Proceedings of VIAM*, 2022, no. 1 (107), pp. 66–75.
<https://doi.org/10.18577/2307-6046-2022-0-1-66-75>
- [2] Guzeva T.A., Malysheva G.V. Osobennosti razrabotki konstruktorskotekhnologicheskikh resheniy pri proektirovanii detaley iz polymerov i kompozitov [Features of design and technological solutions development for parts made of polymers and composites]. *Tekhnologiya metallov — Technology of Metals*, 2022, no. 4, pp. 35–41.
<https://doi.org/10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41>
- [3] Baranovski S.V., Zai Ya Lin. Optimizatsiya konstruktssii kilya iz polymernykh kompozitsionnykh materialov za schet primeneniya biopodobnykh konstruktivno-silovykh skhem [Optimization of the keel design from polymer composite materials using bio-inspired structural schemes]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2023, vol. 26, no. 2, pp. 37–48.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48>

- [4] Antsiferov S.I., Lozovaya S.Yu., Karachevtseva A.V., Sychev E.A. Development Methods for Pilotless Aircraft. *Russian Engineering Research*, 2024, vol. 44, no. 10, pp. 1479–1482.
- [5] Reznik S.V., Apiev S.E. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. In: *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020012. <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [6] Mitrofanov O.V., Toropylina E.Yu. Opredelenie parametrov podkreplennykh panelei iz kompozitnykh materialov pri ogranicheniyakh po ustoychivosti s uchetom vliyaniya defektov pri szhatii i sdvige [Determination of parameters of reinforced composite panels under stability constraints considering defects in compression and shear]. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov — Structures from Composite Materials*, 2024, no. 2 (174), pp. 9–16.
- [7] Lin Aung, Tatarnikov O.V., Wei Aung. Mnogokriterialnaya optimizatsiya kompozitnogo kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata [Multicriteria optimization of a composite wing for UAVs]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — Proceedings of Higher Educational Institutions. Mechanical Engineering*, 2021, no. 11 (740), pp. 91–98.
- [8] Korol'skiy V.V., Gavva L.M. Spektr optimalnykh tolshchin sloev, shaga stringerov i skhem ukladki paketov pri razmerno-vesovom proektirovanii kompozitnykh panelei nesushchikh poverkhnostey letatel'nykh apparatov s ogranicheniyami po utochnennoy teorii ustoychivosti [Spectrum of optimal layer thicknesses, stringer spacing, and layup schemes in weight-size design of composite panels of aircraft lifting surfaces]. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov — Structures from Composite Materials*, 2025, no. 2 (178), pp. 17–26.
- [9] Kosykh P.A., Azarov A.V. Teoriya i analiz metodov topologicheskoy optimizatsii [Theory and analysis of topology optimization methods]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 4. <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/mech/mdsb/2264.html>
- [10] Ivchenko V.I., Shmelev A.V., Talaluev A.V., Omelyusik A.V. Metodicheskiye rekomendatsii po topologicheskoy optimizatsii silovykh konstruktsiy s primeneniem sredstv chislennogo modelirovaniya [Guidelines for topology optimization of structural components using numerical modeling]. *Mekhanika mashin, mekhanizmov i materialov — Mechanics of Machines, Mechanisms and Materials*, 2022, no. 4 (61), pp. 68–79.
- [11] Sorokin D.V., Babkina L.A., Brazgovka O.V. Proektirovanie elementov konstruktsiy razlichnogo naznacheniya na osnove topologicheskoy optimizatsii [Design of structural elements based on topology optimization]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii — Spacecraft and Technologies*, 2022, no. 2 (40), pp. 61–82.
- [12] Das G.K., Ranjan P., James K.A. 3D Topology optimization of aircraft wings with conventional and non-conventional layouts: A comparative study. In: *AIAA AVIATION 2022 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2022-3725>
- [13] Elelwi M., Calvet T., Botez R.M., Dao T.M. Wing component allocation for a morphing variable span of tapered wing using finite element method and topology optimisation — Application to the UAS-S4. *Aeronautical Journal*, 2021, vol. 125, no. 1290, pp. 1313–1336. <https://doi.org/10.1017/aer.2021.29>
- [14] Kilimtzidis S., Kotzakolios A., Kostopoulos V. Efficient structural optimisation of composite materials aircraft wings. *Composite Structures*, 2022. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116268>
- [15] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Optimizatsiya formy shpangoutov i uglov ukladki polimernogo kompozitsionnogo materiala silovogo nabora khvostovoy chasti legkogo samoleta [Optimization of wing ribs and ply angles of polymer composite material for the tail section of a light aircraft]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh*

- zavedeniy. *Mashinostroyeniye — Proceedings of Higher Educational Institutions. Mechanical Engineering*, 2021, no. 9, pp. 97–107.
- [16] Rahman M., Fricks C., Ahmed H., et al. Topology optimization and experimental validation of mass-reduced aircraft wing designs. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2024, no. 239 (4), pp. 326–337.
- [17] Chenglei Huang, Qingming Fan, Hongjun Liu, Boya Yu. Topology optimization design of wing rib based on bi-directional evolutionary structural optimization method. *Xibei Gongye Daxue Xuebao / Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2025, no. 42, pp. 1005–1010.
- [18] Wang Q.S., Wang S.Y., Li A.H. Topology optimization of wing ribs for additive manufacturing. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*, 2023, vol. 15, no. 2, pp. 83–97.
- [19] Badrukhin Y.I., Terekhova E.S. Vliyanie uglov orientatsii sloya na tolshchinu nesushchikh panelei iz sloistogo kompozita [Influence of ply angles on thickness of laminated composite panels]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii — Spacecraft and Technologies*, 2024, vol. 8, no. 4 (50), pp. 233–242.
- [20] Hakan Demir, Necmettin Kaya. Multidisciplinary wing layout optimization. *Defence Science Journal*, 2025, no. 75, pp. 149–158.
<https://doi.org/10.14429/20144>
- [21] Kireev V.A., Kazakov I.A. Vybora ratsionalnykh parametrov kompozitnykh panelei krylya [Selection of rational parameters for wing composite panels]. *Uchenye zapiski TsAGI — Scientific Notes of Central Aerohydrodynamic Institute*, 2023, vol. 54, no. 3, pp. 89–100.
- [22] Badrukhin Y.I., Terekhova E.S. Vybora ratsionalnogo paketa dlya kompozitnykh panelei kryla [Selection of rational layout for wing composite panels]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Poleť" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2022, no. 2, pp. 72–76.
- [23] Bogdanov A.P., Zorin Y.V., Koltsov M.A. Razrabotka konstruktorsko-tekhnologicheskikh resheniy po avtomatizatsii protsessa izgotovleniya krupnogabaritnykh izdeliy iz polymernykh kompozitsionnykh materialov aviatsionnogo naznacheniya [Development of design-technological solutions for automation of manufacturing large polymer composite aerospace components]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovatsii — Aerospace Engineering, High Technologies and Innovations*, 2021, vol. 1, pp. 30–34.

Baranovski S.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: serg1750@mail.ru

Glekov M.P., Student, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: glekov.maksim@yandex.ru