

УДК 629.7.023

Выбор и оптимизация силовых элементов в структурно-оптимизированных конструкциях из полимерных композиционных материалов

С.В. Барановски

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Selection and optimization of polymer composite load-bearing elements parameters in structurally optimized designs

S.V. Baranovski

Bauman Moscow State Technical University

Современное развитие авиационных и аэрокосмических конструкций направлено на повышение весовой и структурной эффективности при одновременном обеспечении требований по прочности, устойчивости, аэроупругости и технологичности. В последние десятилетия активно исследуются конструкции с криволинейными силовыми элементами, направленной ориентацией волокон в слоях композиционного материала, а также биоподобные структуры, которые существенно превосходят традиционные прямолинейные схемы по характеристикам. Выполнено сравнение структурно-оптимизированных конструкций с традиционными схемами усиления. В качестве объекта исследования выступала форма (вид в плане) ребер квадратной пластины из полимерных композиционных материалов. Рассмотрены три типа элементов подкрепления: прямолинейные, одинарной (С-образные) и двойной (S-образные) кривизны. Варианты элементов подкрепления оценены по результатам исследования напряженно-деформированного состояния, устойчивости и массе конструкции. Выявлено преимущество ребер одинарной и двойной кривизны перед прямолинейными. Полученные данные являются частью комплексных исследований перспективных структурно-оптимизированных конструкций из полимерных композиционных материалов.

EDN: CXSDZE, <https://elibrary/cxsdze>

Ключевые слова: элементы подкрепления, криволинейные силовые элементы, прочность и устойчивость, биоподобная структура, структурно-оптимизированные конструкции, композиционные материалы

Modern development of aircraft and aerospace structures is aimed at increasing weight and structural efficiency while simultaneously meeting requirements for strength, stability, aeroelasticity, and manufacturability. In recent decades, structures with curved load-bearing elements, directional fiber orientation in composite layers, and bio-inspired structures, which significantly outperform traditional rectilinear designs, have been actively studied. This paper compares structurally optimized structures with traditional reinforcement schemes. The object of study is the shape (planform view) of ribs for a polymer composite square plate. Three types of reinforcement elements and their number are considered: rectilinear, single-curvature (C-shape), and double-curvature (S-shape). The options were evaluated based on the results of an assessment of the stress-strain state, stability, and mass of the structure. The

advantages of single-curvature and double-curvature ribs over rectilinear ones were established. The results of this work are part of a comprehensive study of promising structurally optimized structures made of polymer composite materials.

EDN: CXSDZE, <https://elibrary/cxsdze>

Keywords: reinforcement elements, curved load-bearing elements, strength and buckling, bioinspired structure, structurally optimized structures, composite materials

Современное развитие авиационных и аэрокосмических конструкций, помимо увеличения доли применения композиционных материалов [1], характеризуется устойчивым переходом от традиционных прямолинейных силовых элементов и квазиизотропных укладок в композитных пакетах к структурно-оптимизированным конструкциям: деталям с направленными укладками волокон в слоях композиционного материала, с криволинейными силовыми элементами и биоподобной структурой. Такой подход позволяет существенно расширить границы проектирования и повысить весовую и эксплуатационную эффективность несущих элементов.

Одним из основных направлений является исследование возможности применения криволинейных силовых элементов в различных агрегатах. Использование криволинейных лонжеронов и нервюр (SpaRibs) [2] в крыле летательного аппарата типа «летающее крыло» в сочетании с генетическими алгоритмами аэроупругой оптимизации позволяет значительно повысить скорость флаттера при минимальном увеличении массы и демонстрирует системный эффект от внедрения криволинейной геометрии на уровне всей конструкции летательного аппарата.

Значительный пласт исследований посвящен тонкостенным панелям с криволинейными элементами усиления, особенно при наличии вырезов и сложных режимов нагружения с учетом потери устойчивости. По сравнению с ортогональными схемами криволинейные ребра жесткости и направленная укладка волокон в слоях позволяют более эффективно перераспределять нагрузки [3], обходить зоны концентрации напряжений и повышать критические нагрузки потери устойчивости [4]. В частности, использование линий воздушного потока для определения и задания траекторий волокон и ребер жесткости вокруг вырезов обеспечивает кратный рост несущей способности усиленных панелей [5].

Отдельное направление формируют исследования, основанные на методах искусственно-

го интеллекта и глубокого обучения. Предлагаются подходы, в которых конфигурацию усиления или направление ориентаций волокон представляют в виде изображений, а сверточные нейронные сети используют для аппроксимации отклика конструкции [6]. Такие методы позволяют эффективно работать с большим и варьируемым числом проектных переменных, что является принципиальным ограничением классических оптимизационных подходов [7]. Показано, что применение глубокого обучения обеспечивает более высокую точность прогнозирования и существенный выигрыш в несущей способности и эффективности оптимизации [4].

Большое внимание уделяется исследованию композитов с переменными углами укладки (VAT) с применением изогометрического анализа [8]. Продемонстрирован потенциал криволинейной укладки волокон и ребер жесткости в сочетании с NURBS- и B-сплайн-представлениями [9, 10]. Изогометрические подходы позволяют сократить число степеней свободы, обеспечить гладкость проектных переменных и эффективно учесть производственные ограничения [11] и большие деформации [12]. Показано, что по сравнению с квазиизотропными решениями такие конструкции обладают улучшенными характеристиками устойчивости и закритического поведения [13].

Важную роль играют исследования, посвященные анализу устойчивости [14] и закритическому поведению криволинейно упрочненных панелей [15]. Предложены полуаналитические и численно-асимптотические методы на основе подходов Ритца [16] и Якоби — Ритца [17], обеспечивающие высокую точность при существенно меньших вычислительных затратах, чем метод конечных элементов. Эти методы особенно перспективны для задач оптимизации формы и компоновки, где требуется многократный пересчет конструкции [18]. Также исследуются конструкции с ячеистым силовым набором на основе ячеек Вороного [19], позволяющие повысить значения критических

нагрузок без значительного увеличения веса изделия.

Отдельный класс исследований посвящен сотовым и трехслойным конструкциям. Установлено, что замена прямых стенок и перегородок в ячейках сотового заполнителя на изогнутые позволяет существенно повысить сопротивление изгибу и термической потере устойчивости [20]. Особенно значимым является результат [21], где рост критической температуры потери устойчивости превышает 70 %, что делает такие структуры перспективными для сверхзвукового и высокотемпературного применения.

Наряду с новыми методами проектирования активно развиваются классические подходы оптимального габаритно-веса проектирования, основанные на уточненных теориях устойчивости и геометрически нелинейных моделях [22]. Формируется теоретическая база для оценки критических нагрузок и минимальных толщин [23], служащая ориентиром для сравнения с современными интеллектуальными и изогеометрическими методами [24]. Кроме того, методы топологической оптимизации можно эффективно применять для выбора конструктивно-силовых схем таких сложных зон, как излом крыла большого удлинения, что дополняет криволинейные и сетчатые подходы на более концептуальном уровне проектирования [25].

Таким образом, структурно оптимизированные конструкции — криволинейные силовые элементы и направленная укладка волокон в слоях в совокупности с применением новейших интеллектуальных методов оптимизации формируют одно из самых перспективных направлений развития легких авиационных и аэрокосмических конструкций. Совмещение геометрической свободы, современных вычислительных методов и производственных ограничений позволяет достичь значительного повышения несущей способности, устойчивости и весовой эффективности по сравнению с традиционными конструктивными решениями, а работы по определению параметров таких элементов являются актуальной задачей.

Цель работы — сравнение структурно оптимизированных конструкций с традиционными схемами усиления, а также с формированием научно-технического задела для дальнейших исследований.

Исходные данные. В качестве объекта исследования выступала десятислойная плоская квадратная пластина размером 500×500 мм и толщиной 2 мм.

Основным конструкционным материалом являлся углепластик на основе углеродных волокон и эпоксидного связующего, обладающий высокими физико-механическими свойствами.

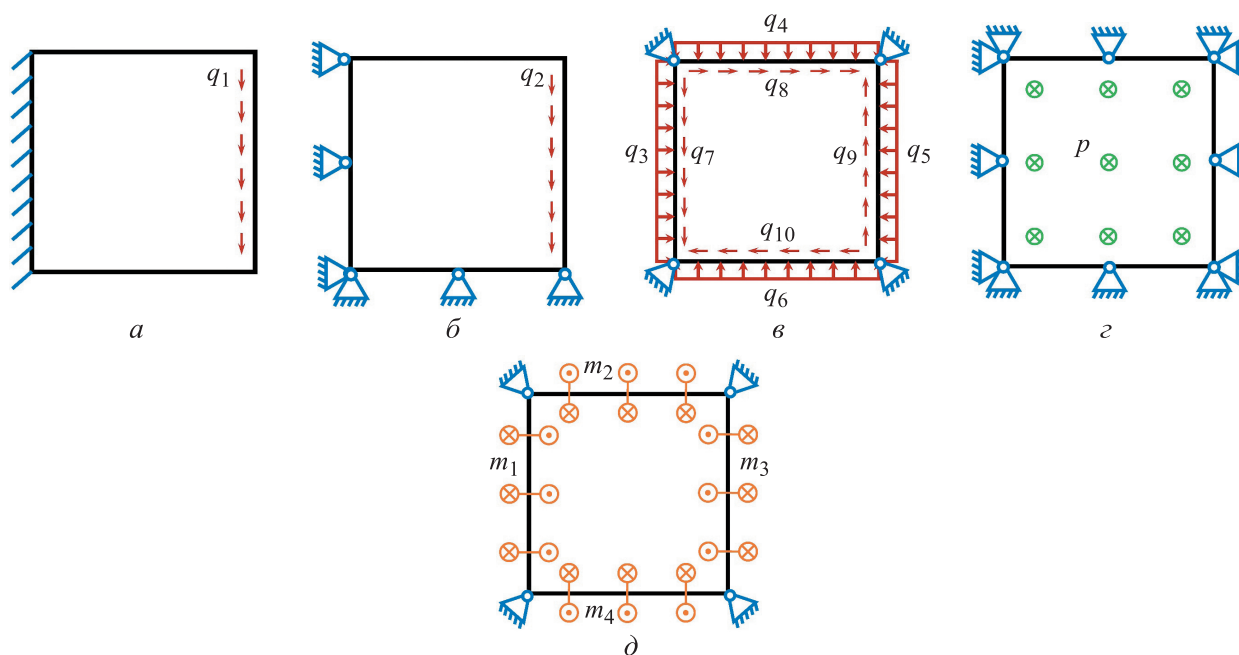


Рис. 1. Схемы первого (а), второго (б), третьего (в), четвертого (г) и пятого (д) случаев нагружения: ■ — граничные условия; ■ — распределенная нагрузка q ; ■ — давление p ; ■ — распределенный момент m

**Физико-механические свойства
углепластика**

Модуль упругости, ГПа, вдоль оси:

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

Модуль упругости при сдвиге

в плоскости XY/XZ/YZ, ГПа

Коэффициент Пуассона

в плоскости XY/XZ/YZ

Предел прочности вдоль оси X/Y/Z, МПа:

при растяжении	483/483/32
при сжатии	507/507/35

Предел прочности при сдвиге

в плоскости XY/YZ/XZ, МПа

Плотность, кг/м³

Толщина монослоя, мм

Рассмотрены пять случаев нагружения пластины:

1) одна грань пластины заделана, к противоположной грани приложена распределенная сдвиговая нагрузка $q_1 = 100$ Н/м (рис. 1, а);

2) две грани пластины свободно оперты, к противоположной грани приложена распределенная сдвиговая нагрузка $q_2 = 100$ Н/м (рис. 1, б);

3) углы пластины свободно оперты, к граням приложены распределенные сжимающие нагрузки $q_3 = q_4 = q_5 = q_6 = 100$ Н/м, а также распределенные сдвиговые нагрузки в направлении к нижней левой и верхней правой вершинам $q_7 = q_8 = q_9 = q_{10} = 100$ Н/м (рис. 1, в);

4) все грани пластины свободно оперты, к плоскости пластины приложено давление $p = 100$ Па (рис. 1, г);

5) углы пластины свободно оперты, к граням приложены распределенные моменты $m_1 = m_2 = m_3 = m_4 = 100$ Н·м (рис. 1, д).

Для пяти случаев нагружения выбирались рациональные элементы подкрепления (ЭП) или ребра пластины по условию прочности и устойчивости.

Алгоритм определения рациональной формы ЭП пластины. Определение рациональной формы варианта ЭП включало в себя три этапа. На первом рассматривали фиксированные ЭП (без варьирования параметров) по прочности и массе с последующим выбором оптимальных. На втором этапе проводили оптимизацию формы отобранных вариантов под действующие нагрузки с варьированием радиуса кривизны. На третьем этапе разрабатывали ЭП свободной формы (с переменным радиусом кривизны).

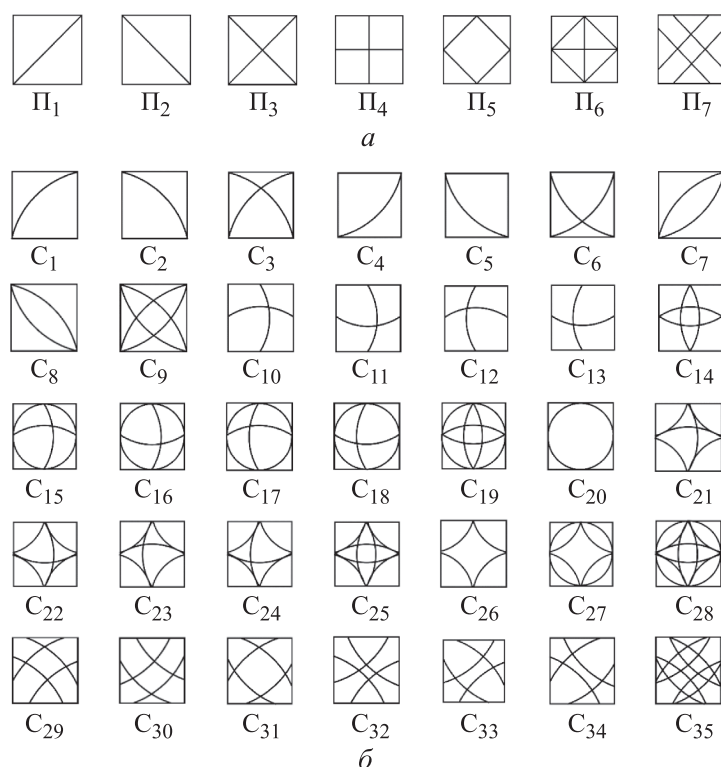


Рис. 2 (начало). Схемы прямолинейных (а), С- (б) и S-образных (в) ЭП пластины

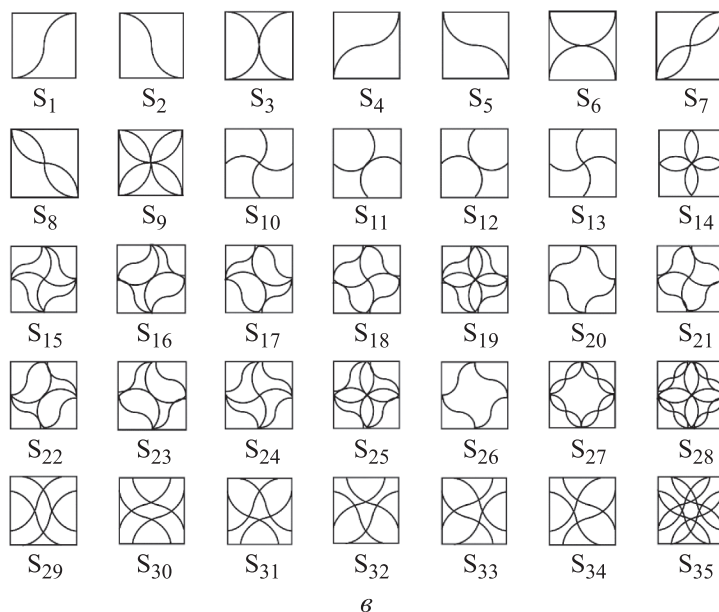


Рис. 2 (окончание). Схемы прямолинейных (а), С- (б) и S-образных (в) ЭП пластины

Фиксированные ЭП. Рассмотрены три типа ЭП: прямолинейные (рис. 2, а), одинарной кривизны или С-образные (рис. 2, б) и двойной кривизны или S-образные (рис. 2, в). Высота ЭП составляла 25 мм, толщина соответствовала пластине — 2 мм.

По результатам расчета напряженно-деформированного состояния получены значения масс и перемещений в конструкции в относительных единицах (рис. 3).

Анализ распределения вариантов ЭП по перемещениям d и массе m для всех случаев нагружения показал, что при сдвиговых нагрузках в плоскости наилучшими (входящими в область Парето) являются простые прямые, С- и S-образные одинарные варианты (например, Π_1 , C_1 , C_5 , C_{10} , C_{20} , S_1 , S_4 , S_{10}). При изгибающих нагрузках от давления и момен-

тов — простые крестообразные (Π_4 , C_1) и многогреберные (C_{19} , C_{27} , C_{35} , S_{19} , S_{29}). Причем одноэлементные варианты Π_1 , C_1 , S_1 также входят в область Парето и близки к идеальному центру (ИЦ) — гипотетическому оптимальному варианту. Кроме того, некоторые варианты (такие как S_{19} и S_{25}), имеющие одинаковое количество ЭП, но различающиеся по направлению установки, имеют очень близкие прочностные ха-

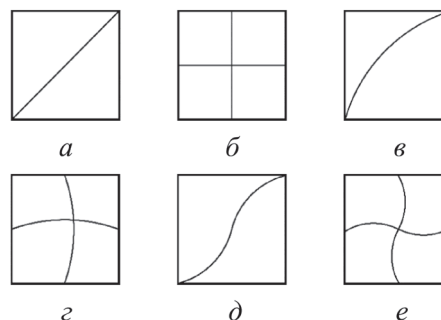


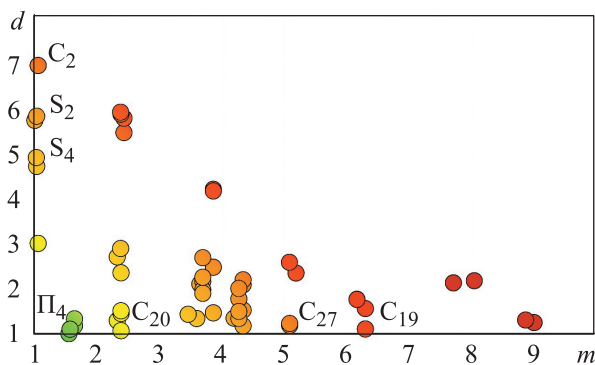
Рис. 4. Схемы рациональных вариантов ЭП пластины:

а — Π_1 ; б — Π_4 ; в — C_1 ; г — C_{10} ; д — S_1 ; е — S_{10}

Таблица 1

Результаты оптимизации радиуса кривизны

Вариант ЭП	Радиус, мм	
	исходный	оптимизированный
C_1	750	500
C_{10}	500	930
S_1	500	250
S_{10}	500	800

Рис. 3. Распределение вариантов ЭП по перемещениям d и массе m пластины для первого случая нагружения

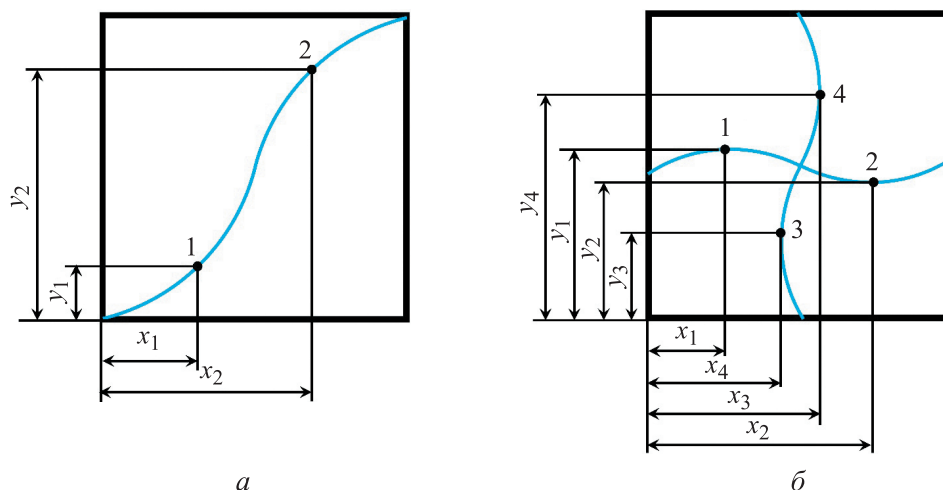


Рис. 5. Схемы одинарного (а) и двойного (б) исходных ЭП свободной формы

Таблица 2

Результаты выбора варианта ЭП свободной формы ребра

Вариант ЭП	Координаты точки (x_i, y_i) , мм			
	1	2	3	4
Одинарный $S_{1св}$	(40, 150)	(320, 450)	–	–
Двойной $S_{10св}$	(55, 300)	(370, 200)	(240, 90)	(170, 300)

рактические, не являясь при этом оптимальными.

Установлено, что рациональными и обеспечивающими лучшие прочностные характеристики для рассмотренных случаев нагружения являются схемы Π_1 , Π_4 , C_1 , C_{10} , S_1 и S_{10} (рис. 4)

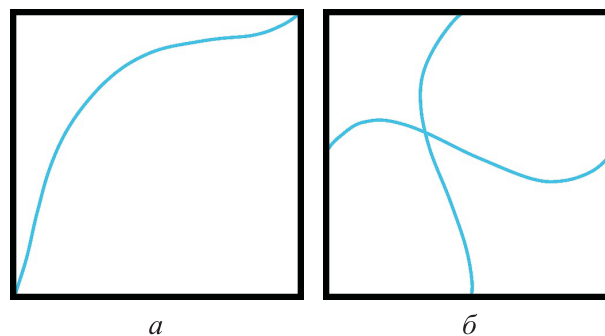
Оптимизация полученных ЭП. Для С- и S-образных вариантов выбирали оптимальный постоянный радиус кривизны (табл. 1), причем для S-образных — для каждой из полуволн. У S-образных вариантов радиусы обеих полуволн одинаковые. Выбор варианта проводили после анализа напряженно-деформированного состояния пластины по прочности. Оценивали перемещения в конструкции и максимальные напряжения.

ЭП свободной формы. Для определения возможного оптимального варианта формы ЭП рассматривали варианты свободной формы. Направление установки ЭП моделировали спайном по четырем точкам, две из которых фиксировали в углах или центре ЭП пластины, координаты x_i и y_i двух других являлись параметрами выбора (рис. 5). Выбор свободной формы в части положения основывался на результатах предыдущего выбора фиксированных ЭП.

При определении варианта оценивали напряженно-деформированное состояние конструкции. В результате выбраны формы двух вариантов (табл. 2, рис. 6)

Выбор оптимального варианта. Оптимальный ЭП выбирали из двенадцати полученных вариантов ЭП: шести фиксированных (Π_1 , Π_4 , C_1 , C_{10} , S_1 , S_{10}), четырех оптимизированных по радиусу кривизны ($C_{1опт}$, $C_{10опт}$, $S_{1опт}$ и $S_{10опт}$) и двух с переменными радиусами кривизны или свободной оптимизации ($S_{1св}$, $S_{10св}$).

Варианты ЭП оценивали по прочности и устойчивости (в относительных единицах), как показано на рис. 7. Видно, что С- и S-образные

Рис. 6. Схемы одинарного $S_{1св}$ (а) и двойного $S_{10св}$ (б) ЭП свободной формы

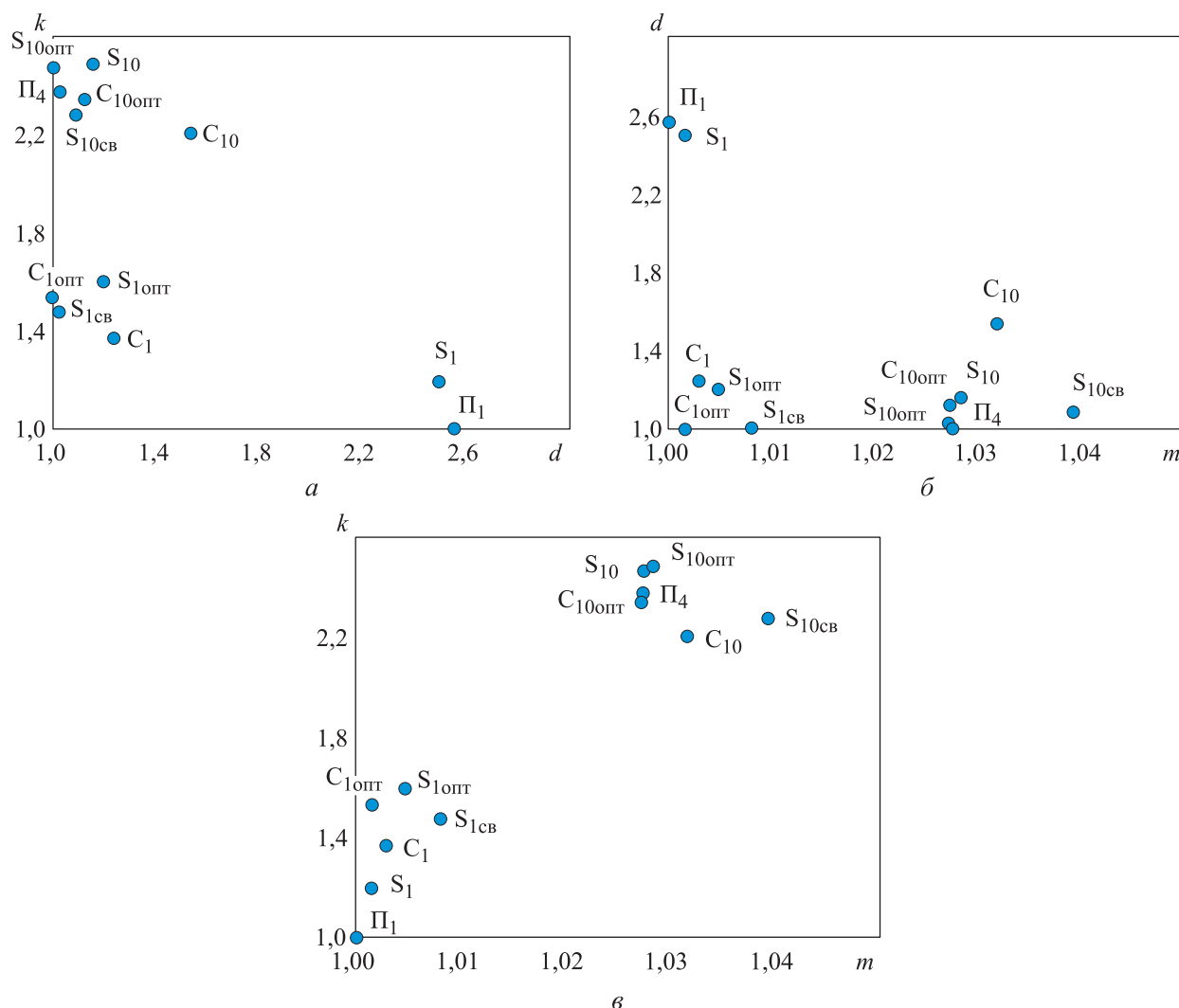


Рис. 7. Распределение вариантов ЭП для второго случая нагружения по различным параметрам:
 а — коэффициенту запаса устойчивости k и перемещениям d ;
 б — перемещениям d и массе m ;
 в — коэффициенту запаса устойчивости k и массе m

варианты ЭП наиболее близки к ИЦ. Оптимизированные по радиусу варианты расположены ближе к ИЦ, чем исходные варианты. Результаты свободной оптимизации формы одинарного ЭП показывают больший выигрыш по массе, перемещениям и устойчивости, чем формы двойного ЭП. Следует отметить, что для второго случая нагружения при рассмотрении распределения масса — коэффициент запаса устойчивости прямолинейный вариант Π_1 является наилучшим, однако прогиб в таком конструктивном исполнении является наибольшим.

Совокупный анализ пяти случаев нагружения пластины выявил, что двойные ЭП оптимизированной S-образной формы лучше работают при изгибающих нагрузках, а одинарные ЭП двойной кривизны — при сдвиговых

нагрузках. Выигрыш криволинейных ЭП по сравнению с прямолинейными может быть более чем в 2 раза. Варианты C- и S-образной формы с одним ($S_{1св}$, $C_{1опт}$) и двумя ребрами ($S_{10опт}$, $C_{10опт}$) обеспечивают прочность и устойчивость для пяти рассмотренных случаев нагружения.

C- и S-образные направления могут быть использованы в качестве путей выкладки слоев композиционного материала.

Выводы

1. По результатам расчетно-теоретического исследования проанализирована возможность применения криволинейных силовых элементов в качестве ЭП. Установлено преимущество

C- и S-образных силовых элементов перед прямолинейными.

2. Полученные результаты будут учтены и использованы при дальнейших комплексных исследованиях перспективных структурно-

оптимизированных конструкций из полимерных композиционных материалов, в том числе при разработке и выборе криволинейных трасс выкладки волокон в слоях.

Литература

- [1] Reznik S.V., Apiev S.E. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [2] Zhou Q., Yang Y., Yu L. et al. Aeroelastic optimization design of SpaRibs wing structure. *Proc. SPIE*, 2023, art. 12639, doi: <https://doi.org/10.1117/12.2681990>
- [3] Zhang K., Hao P., Duan Y. et al. Layout optimization design of hierarchical curvilinearly stiffened panels based on deep learning. *Chinese Journal of Ship Research*, 2021, vol. 16, no. 4, pp. 86–95, doi: <http://dx.doi.org/10.19693/j.issn.1673-3185.02188>
- [4] Hao P., Zhang K., Liu D. et al. Intelligent design and buckling experiment of curvilinearly stiffened thin-walled structures. *Int. J. Solids Struct.*, 2024, vol. 293, art. 112737, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2024.112737>
- [5] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Buckling capacity of composite panels with cutouts using continuous curvilinear fibres and stiffeners based on streamlines. *Compos. Struct.*, 2022, vol. 281, art. 114974, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114974>
- [6] Hao P., Liu D., Zhang K. et al. Intelligent layout design of curvilinearly stiffened panels via deep learning-based method. *Mater. Des.*, 2021, vol. 197, art. 109180, doi: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2020.109180>
- [7] Zhang K., Liu D., Wang Q. et al. Multi-level intelligent design of variable angle tow laminates via image-driven method. *Compos. Struct.*, 2023, vol. 303, art. 116354, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116354>
- [8] Fiordilino G.A., Izzi M.I., Montemurro M. A general isogeometric polar approach for the optimisation of variable stiffness composites: application to eigenvalue buckling problems. *Mech. Mater.*, 2021, vol. 153, art. 103574, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2020.103574>
- [9] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Buckling performance of curvilinearly grid-stiffened tow-placed composite panels considering manufacturing constraints. *Compos. Struct.*, 2021, vol. 260, art. 113271, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113271>
- [10] Исрафилова А.И., Кутрунов В., Гарсия М. и др. Изо-геометрический метод расчета как альтернатива стандартному методу конечных элементов. *Строительство уникальных зданий и сооружений*, 2019, № 9, с. 7–21, doi: <https://doi.org/10.18720/CUBS.84.1>
- [11] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Minimum weight design of curvilinearly grid-stiffened variable-stiffness composite fuselage panels considering buckling and manufacturing constraints. *Thin-Walled Struct.*, 2021, vol. 161, art. 107526, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2021.107526>
- [12] Liguori F.S., Zucco G., Madeo A. et al. An isogeometric framework for the optimal design of variable stiffness shells undergoing large deformations. *Int. J. Solids Struct.*, 2021, vol. 210–211, pp. 18–34, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2020.11.003>
- [13] Qin X.C., Dong C.Y. NURBS-based isogeometric shape and material optimization of curvilinearly stiffened plates with FGMs. *Thin-Walled Struct.*, 2021, vol. 162, art. 107601, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2021.107601>
- [14] Sultana J., Varga G. Finite element analysis of post-buckling failure in stiffened panels: a comparative approach. *Machines*, 2025, vol. 13, no. 5, art. 373, doi: <https://doi.org/10.3390/machines13050373>
- [15] Vescovini R., Foligno P.P. Fast analysis of curvilinearly stiffened panels operating in the postbuckling field. *Mech. Adv. Mat. Struct.*, 2023, vol. 30, no. 5, art. 1009–1030, doi: <https://doi.org/10.1080/15376494.2022.2135146>
- [16] Alhajahmad A., Mittelstedt C. A single-domain Ritz approach for buckling analysis of curvilinearly grid-stiffened composite panels. *Int. J. Solids Struct.*, 2025, vol. 322, art. 113619, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2025.113619>

- [17] Agarwal M., Zhao W., Kapania R.K. Jacobi-Ritz method for buckling of unitized curvilinearly stiffened functionally graded plates. *AIAA J.*, 2025, vol. 63, no. 9, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J064977>
- [18] Foligno P.P., Yan C.A., Vescovini R. The asymptotic-numerical method for the post-buckling response of curvilinearly stiffened panels. *Aeronaut. J.*, 2024, vol. 128, no. 1330, pp. 2879–2905, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2024.94>
- [19] Bostan B., Kusbeci M., Cetin M. et al. Buckling performance of fuselage panels reinforced with Voronoi-type stiffeners. *Int. J. Mech. Sci.*, 2023, vol. 240, art. 107923, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2022.107923>
- [20] Wang Y., Wei X., Li Z. et al. Fabrication and buckling resistance behaviors of curved-wall CFRP honeycomb sandwich structure under out-of-plane compression. *J. Sandw. Struct. Mater.*, 2024, vol. 26, no. 6, pp. 906–925, doi: <https://doi.org/10.1177/10996362241257057>
- [21] Wu Z., Liu P., Guo D. et al. Design of curved-ligament honeycomb sandwich structures for optimal thermal buckling strength. *Int. J. Solids Struct.*, 2026, vol. 326, art. 113733, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2025.113733>
- [22] 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, с. 17–26, doi: https://doi.org/10.52190/2073-2562_2025_2_17
- [23] Митрофанов О.В., Торопылина Е.Ю. Прочность сжатых композитных цилиндрических панелей малой кривизны при геометрически нелинейном поведении. *Вестник МАИ*, 2025, т. 32, № 2, с. 86–96.
- [24] Митрофанов О.В. Оценка весовой эффективности подкрепленных композитных панелей с переменными углами армирования обшивки при проектировании с учетом ограничений по устойчивости при сжатии. *Естественные и технические науки*, 2025, № 10, с. 192–195, doi: <https://doi.org/10.25633/ETN.2025.10.20>
- [25] Балунев К.А., Соляев Ю.О., Голубкин К.С. Применение метода топологической оптимизации для синтеза конструктивно-силовой схемы в зоне излома крыла большого удлинения. *Труды МАИ*, 2023, № 129, doi: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-04>

References

- [1] Reznik S.V., Apiev S.E. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [2] Zhou Q., Yang Y., Yu L. et al. Aeroelastic optimization design of SpaRibs wing structure. *Proc. SPIE*, 2023, art. 12639, doi: <https://doi.org/10.1117/12.2681990>
- [3] Zhang K., Hao P., Duan Y. et al. Layout optimization design of hierarchical curvilinearly stiffened panels based on deep learning. *Chinese Journal of Ship Research*, 2021, vol. 16, no. 4, pp. 86–95, doi: <http://dx.doi.org/10.19693/j.issn.1673-3185.02188>
- [4] Hao P., Zhang K., Liu D. et al. Intelligent design and buckling experiment of curvilinearly stiffened thin-walled structures. *Int. J. Solids Struct.*, 2024, vol. 293, art. 112737, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2024.112737>
- [5] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Buckling capacity of composite panels with cutouts using continuous curvilinear fibres and stiffeners based on streamlines. *Compos. Struct.*, 2022, vol. 281, art. 114974, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114974>
- [6] Hao P., Liu D., Zhang K. et al. Intelligent layout design of curvilinearly stiffened panels via deep learning-based method. *Mater. Des.*, 2021, vol. 197, art. 109180, doi: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2020.109180>
- [7] Zhang K., Liu D., Wang Q. et al. Multi-level intelligent design of variable angle tow laminates via image-driven method. *Compos. Struct.*, 2023, vol. 303, art. 116354, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116354>
- [8] Fiordilino G.A., Izzi M.I., Montemurro M. A general isogeometric polar approach for the optimisation of variable stiffness composites: application to eigenvalue buckling problems. *Mech. Mater.*, 2021, vol. 153, art. 103574, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2020.103574>

- [9] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Buckling performance of curvilinearly grid-stiffened tow-placed composite panels considering manufacturing constraints. *Compos. Struct.*, 2021, vol. 260, art. 113271, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113271>
- [10] Israfilova A.I., Kutrunov V., Garsiya M. et al. Isogeometric analysis as an alternative to standard finite element method. *Stroitelstvo unikalnykh zdaniy i sooruzheniy* [Construction of Unique Buildings and Structures], 2019, no. 9, pp. 7–21, doi: <https://doi.org/10.18720/CUBS.84.1> (in Russ.).
- [11] Alhajahmad A., Mittelstedt C. Minimum weight design of curvilinearly grid-stiffened variable-stiffness composite fuselage panels considering buckling and manufacturing constraints. *Thin-Walled Struct.*, 2021, vol. 161, art. 107526, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2021.107526>
- [12] Liguori F.S., Zucco G., Madeo A. et al. An isogeometric framework for the optimal design of variable stiffness shells undergoing large deformations. *Int. J. Solids Struct.*, 2021, vol. 210–211, pp. 18–34, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2020.11.003>
- [13] Qin X.C., Dong C.Y. NURBS-based isogeometric shape and material optimization of curvilinearly stiffened plates with FGMs. *Thin-Walled Struct.*, 2021, vol. 162, art. 107601, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2021.107601>
- [14] Sultana J., Varga G. Finite element analysis of post-buckling failure in stiffened panels: a comparative approach. *Machines*, 2025, vol. 13, no. 5, art. 373, doi: <https://doi.org/10.3390/machines13050373>
- [15] Vescovini R., Foligno P.P. Fast analysis of curvilinearly stiffened panels operating in the postbuckling field. *Mech. Adv. Mat. Struct.*, 2023, vol. 30, no. 5, art. 1009–1030, doi: <https://doi.org/10.1080/15376494.2022.2135146>
- [16] Alhajahmad A., Mittelstedt C. A single-domain Ritz approach for buckling analysis of curvilinearly grid-stiffened composite panels. *Int. J. Solids Struct.*, 2025, vol. 322, art. 113619, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2025.113619>
- [17] Agarwal M., Zhao W., Kapania R.K. Jacobi-Ritz method for buckling of unitized curvilinearly stiffened functionally graded plates. *AIAA J.*, 2025, vol. 63, no. 9, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J064977>
- [18] Foligno P.P., Yan C.A., Vescovini R. The asymptotic-numerical method for the post-buckling response of curvilinearly stiffened panels. *Aeronaut. J.*, 2024, vol. 128, no. 1330, pp. 2879–2905, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2024.94>
- [19] Bostan B., Kusbeci M., Cetin M. et al. Buckling performance of fuselage panels reinforced with Voronoi-type stiffeners. *Int. J. Mech. Sci.*, 2023, vol. 240, art. 107923, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2022.107923>
- [20] Wang Y., Wei X., Li Z. et al. Fabrication and buckling resistance behaviors of curved-wall CFRP honeycomb sandwich structure under out-of-plane compression. *J. Sandw. Struct. Mater.*, 2024, vol. 26, no. 6, pp. 906–925, doi: <https://doi.org/10.1177/10996362241257057>
- [21] Wu Z., Liu P., Guo D. et al. Design of curved-ligament honeycomb sandwich structures for optimal thermal buckling strength. *Int. J. Solids Struct.*, 2026, vol. 326, art. 113733, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2025.113733>
- [22] Korolskiy V.V., Gavva L.M. Spectrum of optimal layer thicknesses, stringer pitches and package laying for dimensional and weight design of composite panels for aircraft bearing surfaces with constraints according to the refined buckling theory. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov* [Composite Materials Constructions], 2025, no. 2, pp. 17–26, doi: https://doi.org/10.52190/2073-2562_2025_2_17 (in Russ.).
- [23] Mitrofanov O.V., Toropylina E.Yu. The strength of the small curvature composite panels at geometrically nonlinear behavior. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2025, vol. 32, no. 2, pp. 86–96. (In Russ.).
- [24] Mitrofanov O.V. Evaluation of the weight efficiency of reinforced composite panels with variable angles of skin reinforcement during design, taking into account constraints on compressive buckling. *Estestvennye i tekhnicheskie nauki* [Natural and Technical Sciences], 2025, no. 10, pp. 192–195, doi: <https://doi.org/10.25633/ETN.2025.10.20> (in Russ.).
- [25] Balunov K.A., Solyaev Yu.O., Golubkin K.S. Application of the topological optimization method for the structural synthesis of a stiffeners in a kink zone of a high aspect ratio wing. *Trudy MAI*, 2023, № 129, doi: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-04> (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 18.02.2026

Информация об авторе

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

Information about the author

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

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Барановски С.В. Выбор и оптимизация силовых элементов в структурно-оптимизированных конструкциях из полимерных композиционных материалов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 10, с. 113–123.

Please cite this article in English as:

Baranovski S.V. Selection and optimization of polymer composite load-bearing elements parameters in structurally optimized designs. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 10, pp. 113–123.



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям учебное пособие

«Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов»

Авторы: А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов

Рассмотрены этапы проектирования космического аппарата и основные документы, необходимые для выполнения его компоновки. Изложены требования, предъявляемые к компоновке целевого оборудования, а также к аппаратуре системы управления движением и другим системам бортового оборудования. Даны критерии оценки качества выполненной компоновки и обширный иллюстративный материал по обеспечивающим системам бортового оборудования. Описаны элементы бортового оборудования и приведены нормативные документы, регламентирующие его компоновку.

В 5 изд. исправлены накопившиеся за время использования пособия опечатки. Гл. 3 в п. 3.4.3 дополнены информацией о пикоспутниках, отредактированы табл. 3.3–3.7. Текст гл. 10 исправлен в соответствии с новыми подходами и государственными стандартами в области цифровизации процессов проектирования.

Содержание учебного пособия соответствует курсу лекций, которые авторы читают в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов, обучающихся по специальности «Космические летательные аппараты и разгонные блоки».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://press.bmstu.ru>