

УДК 629.7.024

# Оптимизация параметров крыла из полимерного композиционного материала легкого самолета и анализ возможных областей появления дефектов. Часть 1. Расчет оптимальной конструктивно-силовой схемы

Вай Ян У, К.В. Михайловский

МГТУ им. Н.Э. Баумана

## Parameter optimization of a light aircraft wing made of the polymer composite material and analysis of the possible appearing defects. Part I. Computation of the optimal structural and power scheme

Wai Yan Oo, K.V. Mikhaylovskiy

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрены вопросы разработки рациональной конструктивно-силовой схемы крыла легкого спортивного самолета на основе параметрической оптимизации. В качестве объекта исследования выступало крыло самолета Пайпер PA-28. Предложен алгоритм определения эксплуатационных нагрузок, действующих на крыло, выбора вариантов конструктивно-силовых схем из полимерных композиционных материалов с последующей оптимизацией. Изучены возможные области появления дефектов и микротрещин в конструктивно-силовой схеме крыла с учетом анизотропии полимерных композиционных материалов и их схем армирования. Для повышения весовой эффективности конструктивно-силовой схемы крыла решена задача оптимизации схем укладки монослоев полимерных композиционных материалов. Численное моделирование проведено методом конечных элементов в коммерческом программном продукте. Определены рациональные геометрические параметры и углы армирования конструктивно-силовой схемы крыла при действии эксплуатационных нагрузок.

EDN: XRNNJD, <https://elibrary/xrnnjd>

**Ключевые слова:** легкий спортивный самолет, параметрическая оптимизация, конструктивно-силовая схема, полимерные композиционные материалы, напряженно-деформированное состояние, критерии оптимизации

The paper considers problems in design and development of a rational structural and power scheme for the light sports aircraft wing based on the parametric optimization. The testing object is the Piper PA-28 aircraft wing. The paper propose an algorithm to determine operational loads acting on the wing, and select options of the structural-force schemes for a wing made of the polymer composite materials with the subsequent optimization. It studies pos-

sible areas of defects and micro-cracks in the wing structural and power scheme taking into account the polymer composite materials anisotropy and its reinforcement schemes. To increase weight efficiency of the wing structural and power scheme, the problem of optimizing laying schemes of the polymer composite materials monolayer is solved. Numerical simulation is carried out using the finite element method in a commercial software product. The paper determines rational geometric parameters and reinforcement angles for the wing structural and power scheme exposed to the operational loads action.

EDN: XRNNJD, <https://elibrary/xrnnjd>

**Keywords:** light sports aircraft, parametric optimization, structural and power scheme, polymer composite materials, stress-strain state, optimization criteria

Благодаря небольшой плотности, высоким прочностным и жесткостным характеристикам, низким температурным и влажностным коэффициентам линейного расширения, требуемым теплофизическим характеристикам полимерные композиционные материалы (ПКМ) получили широкое распространение в авиастроении. По удельным физико-механическим характеристикам ПКМ превосходят алюминиевые сплавы. Однако использование ПКМ в авиастроении осложнено такими факторами, как высокая анизотропия характеристик, различные характеристики наполнителя и матрицы и их совместная работа под нагрузкой, образование и развитие дефектов, связанных с ресурсом или внешними ударными нагрузками.

Одним из направлений применения ПКМ является легкая транспортная и спортивная авиация. Проводятся работы по созданию крыла нового надежного авиалайнера для достижения массовой эффективности без потери несущих свойств [1]. Легкие спортивные самолеты используются в различных областях: для изучения территории промышленных объектов, лесных или сельскохозяйственных угодий, для проведения спасательных операций, аэрофото съемки, тестирования новых принципов полета и др. [2].

Малая скорость полета и продолжительное время нахождения в воздухе легких спортивных самолетов приводит к необходимости уменьшения их массы. С учетом габаритных размеров и типов авиационных двигателей важно достигать высокой весовой эффективности, применяя различные материалы, в частности ПКМ. В отдельных изделиях авиационной техники доля деталей, выполненных из ПКМ, достигает 65 %. Из ПКМ изготавливают конструктивно-силовые схемы крыльев, оперения, створки и корпуса легких самолетов, корпусные элементы двигателей, лопасти вертолетов и др. [3].

Средний срок службы авиационных конструкций — ожидаемое время эксплуатации без серьезных повреждений — зависит от материалов, условий эксплуатации и технического обслуживания. Когда конструкция достигает предельного срока службы, проводятся дополнительные проверки и, при необходимости, заменяются или ремонтируются поврежденные детали. Определение оптимального среднего срока службы важно для экономической эффективности и обеспечения безопасности в авиации. Авиационные корпорации и предприятия стремятся увеличить срок службы, используя новые материалы и методы проектирования.

Прочность элементов конструкций и силовых схем самолета определяется не только типом и характеристиками материалов, типом соединений деталей, узлов и крепежными элементами, но и особенностями воздействия эксплуатационных нагрузок и таких случайных внешних факторов, как столкновение с птицами, удары молнии и др.

Следует отметить, что хотя элементы, конструктивно-силовые схемы и самолеты в целом проходят соответствующие виды испытаний на прочность, ресурс и летные испытания, все равно случаются столкновения с птицами или иными объектами на взлетно-посадочной полосе, которые относятся к нерасчетным случаям нагружения. Конструктивное исполнение самолета должно быть таким, чтобы минимизировать возможные повреждения от ударов птиц.

Этого можно достичь использованием специальных форм, аэродинамических обтекателей или усиленных зон в критических областях самолета. В современных самолетах все чаще задействованы такие ПКМ, как угле- и стеклопластики, обладающие высокой прочностью, легкостью и стойкостью к ударным нагрузкам при низкой плотности. Для продления ресурса

деталей и конструкций из ПКМ и ремонта таких дефектов необходимо использовать локальные накладки из ПКМ [4, 5].

ПКМ широко применяются в крыльях и элементах конструкций самолетов различного назначения, таких как Пайпер PA-28-140, PA-28-150, PA-28-160, PA-28-180 Чероки, Пайпер PA-28-181 Арчер и Пайпер PA-28 Дакота и др. [4–6]. Все более широко используются методы разработки конструкций из ПКМ на основе параметрической оптимизации [7–11].

Цель работы — повышение весовой эффективности конструктивно-силового набора крыла из ПКМ на основе параметрической оптимизации схем армирования и толщины монослоев с учетом действующих эксплуатационных нагрузок, в том числе случайных.

**Объект и методология исследования.** В качестве объекта исследования выбран легкий спортивный самолет Пайпер PA-28 (рис. 1). Крыло самолета состоит из лонжеронов, нервюр и обшивки. Нервюры выдерживают давление вдоль хорд, а лонжероны распределя-

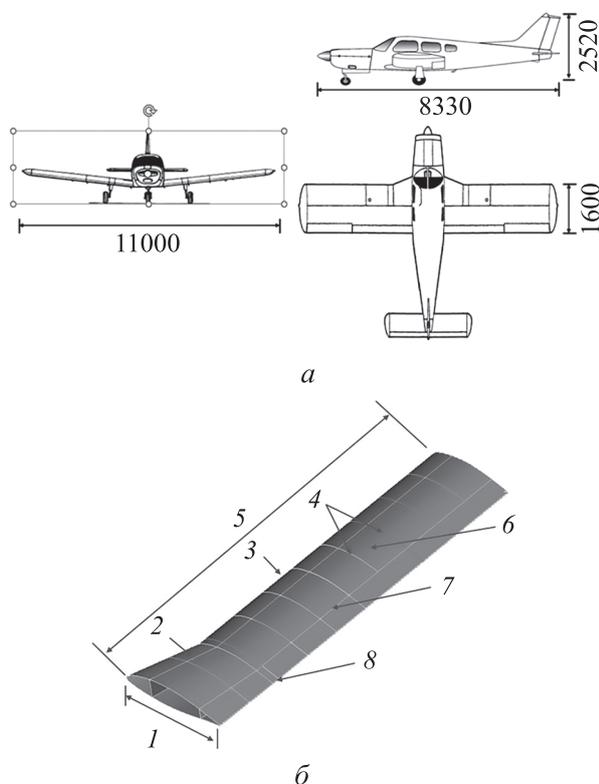


Рис. 1. Схемы легкого спортивного самолета Пайпер PA-28 (а) и его крыла (б):

1 — хорда крыла; 2 и 7 — передний и задний лонжероны, 3 и 8 — передняя и задняя кромки; 4 — нервюры; 5 — размах крыла; 6 — обшивка

Таблица 1

**Техническая характеристика самолета Пайпер PA-28**

Параметр	Значение
Максимальная скорость, км/ч	330
Крейсерская скорость, м/с	60
Дальность полета, км	1665
Практический потолок, м	6095
Масса пустого воздушного судна, кг	767
Максимальная взлетная масса, кг	1317
Габаритные размеры, мм:	
длина	8330
высота	2520
Размах крыла, м	11
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	9
Ширина хорды законцовки крыла, м	1,6
Ширина хорды крыла корня, м	2
Масса крыла (одна сторона), кг	133

ют сдвиг от обшивки крыла. Лонжероны придают крылу жесткость, помогая ему сохранять форму аэродинамического профиля и предотвращая его скручивание с помощью обшивки. Давление и сдвиг от обшивки крыла передаются на нервюры, обеспечивая им жесткость, и далее распределяются по лонжеронам, что придает аэродинамическую форму и позволяет равномерно распределять нагрузку.

Для крыла использована конфигурация с двумя лонжеронами, широко применяемая на самолетах аналогичного класса. Выбран аэродинамический профиль NACA 652-415, характерный для Пайпер PA-28. Модель включала в себя два лонжерона, десять нервюр и часть обшивки. Базовая масса крыла с конструктивно-силовой схемой без элементов механизации крыла, крепежных элементов, соединений и вспомогательных деталей составляла 133 кг. Построены геометрическая и конечно-элементная модели крыла с размахом 11 м. Техническая характеристика самолета Пайпер PA-28 приведена в табл. 1.

**Физико-механические характеристики используемого материала.** Среди материалов, применяемых в авиационной отрасли, можно выделить следующие ПКМ: угле-, стекло- и органоластики [2, 12]. У угле- и органоластиков удельная прочность выше, чем у стеклопластиков, однако последние значительно дешевле благодаря меньшей стоимости стеклянного волокна.

Таблица 2

**Физико-механические характеристики углепластика на основе углеродного волокна T700**

Характеристика	Значение
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	1518
Модуль упругости, ГПа:	
вдоль волокна $E_1$	123,34
поперек волокна $E_2$	7,78
перпендикулярно плоскости армирования $E_3$	7,78
Коэффициент Пуассона $\nu_{12}/\nu_{23}/\nu_{13}$	0,27/0,42/0,27
Модуль сдвига $G_{12}/G_{23}/G_{13}$ , ГПа:	5,00/3,08/5,00
Толщина монослоя, мм	0,2

На базе мирового опыта создания авиалайнеров и легких самолетов с учетом физико-механических и стоимостных показателей выбран однонаправленный углепластик на основе углеродного волокна T700 компании Тогау и эпоксидное связующее СУТЕС. Углеродное волокно T700, широко применяемое в авиационной промышленности [13], обладает высокой прочностью и жесткостью при небольшой массе, что делает его рациональным материалом для создания таких конструкций, как крылья самолета. Физико-механические характеристики углепластика на основе углеродного волокна T700 приведены в табл. 2.

Эпоксидное связующее СУТЕС обладает высокой адгезией к углеродному волокну, необходимым набором характеристик и обеспечивает перераспределение напряжений в структуре материала [8].

**Блок-схема расчетного алгоритма.** Алгоритм разработки конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ с учетом появления дефектов и микротрещин включает в себя следующие этапы: разработка геометрических моделей с учетом аэродинамического профиля и расположения нервюры; определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом скорости, высоты и режимов полета; расчет напряженно-деформированного состояния под действием эксплуатационных нагрузок; уточнение геометрических параметров; оптимизация схем армирования элементов конструктивно-силовой схемы крыла. Блок-схема алгоритма разработки оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ приведена на рис. 2.

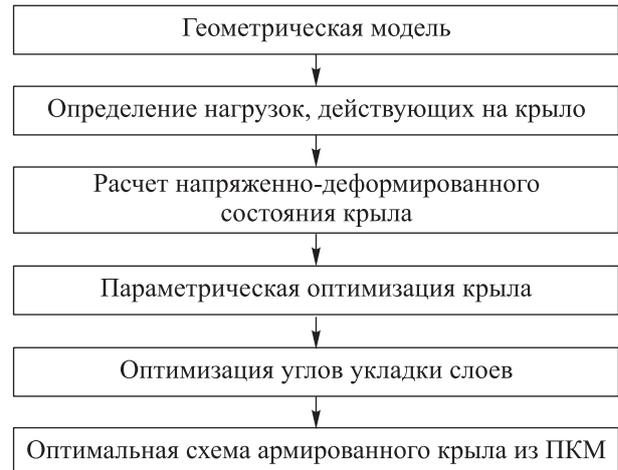


Рис. 2. Блок-схема алгоритма разработки оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ

**Характеристики аэродинамического профиля.** Как уже отмечалось, выбран аэродинамический профиль NACA 652-415 (рис. 3), который является одним из профилей, разработанных в рамках системы NACA (National Advisory Committee for Aeronautics — Национальный консультативный комитет по авионавтике) для использования в авиационной промышленности. Профили семейства NACA широко применяют в авиационной промышленности для разработки крыльев, рулей, стабилизаторов и других аэродинамических элементов. Первые три цифры аэродинамического профиля NACA обозначают его форму, а вторые три — угол наклона максимальной толщины в процентах его хорды (ширины).

Для расчета аэродинамической нагрузки на крыло использован программный комплекс ANSYS. Процесс включал в себя определение геометрических и граничных условий, подлежащих анализу, построение сетки модели и установку соответствующих параметров потока. Аэродинамические характеристики профиля крыла приведены на рис. 4.

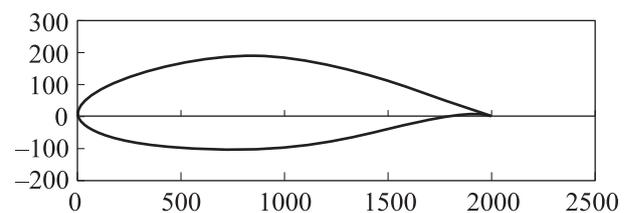


Рис. 3. Внешний вид профиля NACA 652-415

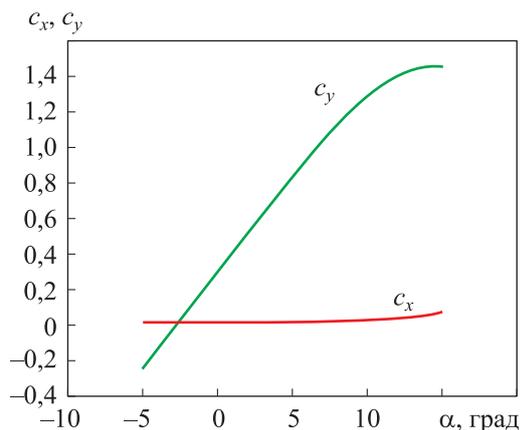


Рис. 4. Зависимости коэффициентов подъемной силы  $c_y$  и силового сопротивления  $c_x$  крыла от угла атаки  $\alpha$

**Определение нагрузок, действующих на крыло.** Расчет аэродинамической нагрузки, возникающей в полете самолета, с учетом скорости, высоты полета и угла атаки выполнен в программном комплексе ANSYS Fluent.

Расчет нагрузки, возникающей в полете, проведен для крейсерского режима на высоте 2,5 км со скоростью 60 м/с [9]. Для моделирования воздушной среды, обтекающей самолет, заданы входные и выходные параметры потока (Inlet and Outlet), соответствующие режиму полета. Параметры среды определены в соответствии со значениями параметров стандартной атмосферы для этой высоты [10, 11]. Отдельные результаты расчета аэродинамической нагрузки приведены на рис. 5.

**Выбор оптимальных толщин крыла.** Расчет оптимальных толщин силовых элементов проведен с помощью модуля DIRECT в программном комплексе ANSYS. Основываясь на анализе крыла спортивного самолета, в табл. 3 показана варьируемая параметрическая модель силового каркаса и обшивки крыла переменной толщины. Для определения значений критериев выполнены расчеты напряженно-деформированного состояния крыла при соответствующих действующих нагрузках. Проанализирована толщина силового каркаса и обшивки крыла. Начальные значения толщин элементов крыла заданы согласно табл. 3.

Множество Парето, также известное как фронт Парето, — понятие из теории многокритериальной оптимизации. Множество Парето описывает совокупность оптимальных (не доминирующих) решений в задаче оптимизации, где есть несколько критериев, и при оптимизации

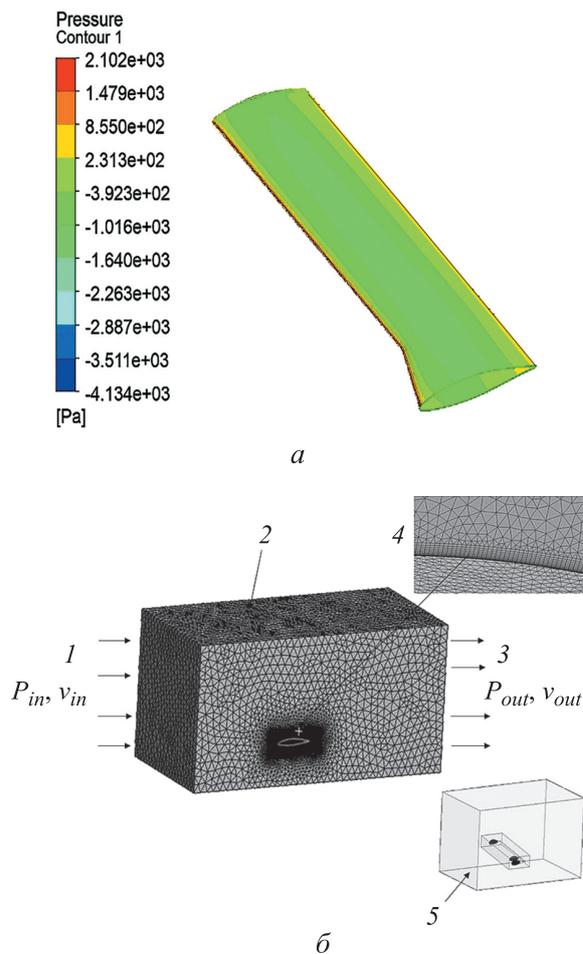


Рис. 5. Результаты расчета аэродинамической нагрузки:

а — распределение аэродинамического давления, Па вдоль крыла; б — расчетная сетка и граничные условия (1 — вход; 2 — симметрия; 3 — выход; 4 — пограничные слои; 5 — граничные условия;  $P_{in}$  и  $P_{out}$  — давления воздушной среды на входной и выходной границах;  $V_{in}$  и  $V_{out}$  — скорости воздушного потока на входной и выходной границах)

Таблица 3

Значения толщин элементов крыла

Элемент крыла	Толщина, мм	
	начальная	варьируемая
Верхняя обшивка	4	1...5
Нижняя обшивка	4	1...5
Торцевая панель	4	1...5
Передний лонжерон	4	1...5
Задний лонжерон	4	1...5
Нервюры	4	1...5

ции одного из них нельзя улучшить результат по другому критерию. Рассмотрено 600 вариантов конструкции. В результате определены

напряженно-деформированное состояние и прогиб конструкции под действием нагрузок. Ни один из вариантов не превысил пределов прочности [14–16].

Множество Парето получено по двум критериям — массе и прогибу крыла. Оптимальная конструкция крыла из всех вариантов определена выбором кратчайшего расстояния до идеального центра (ИЦ) по следующей формуле [15–17]:

$$K = \sqrt{\frac{(m_{\text{ИЦ}} - m_i)^2}{m_{\text{ср}}^2} + \frac{(d_{\text{ИЦ}} - d_i)^2}{d_{\text{ср}}^2}},$$

где  $m_{\text{ИЦ}}$  и  $d_{\text{ИЦ}}$  — масса и прогиб ИЦ;  $m_i$  и  $d_i$  — масса и прогиб  $i$ -го варианта крыла;  $m_{\text{ср}}$  и  $d_{\text{ср}}$  — средние значения массы и прогиба.

Зависимости массы от прогиба в относительных единицах для лонжеронов, обшивки и нервюр приведены на рис. 6, а–в, где МП — множество Парето. Значения толщин элементов крыла из ПКМ для оптимального варианта

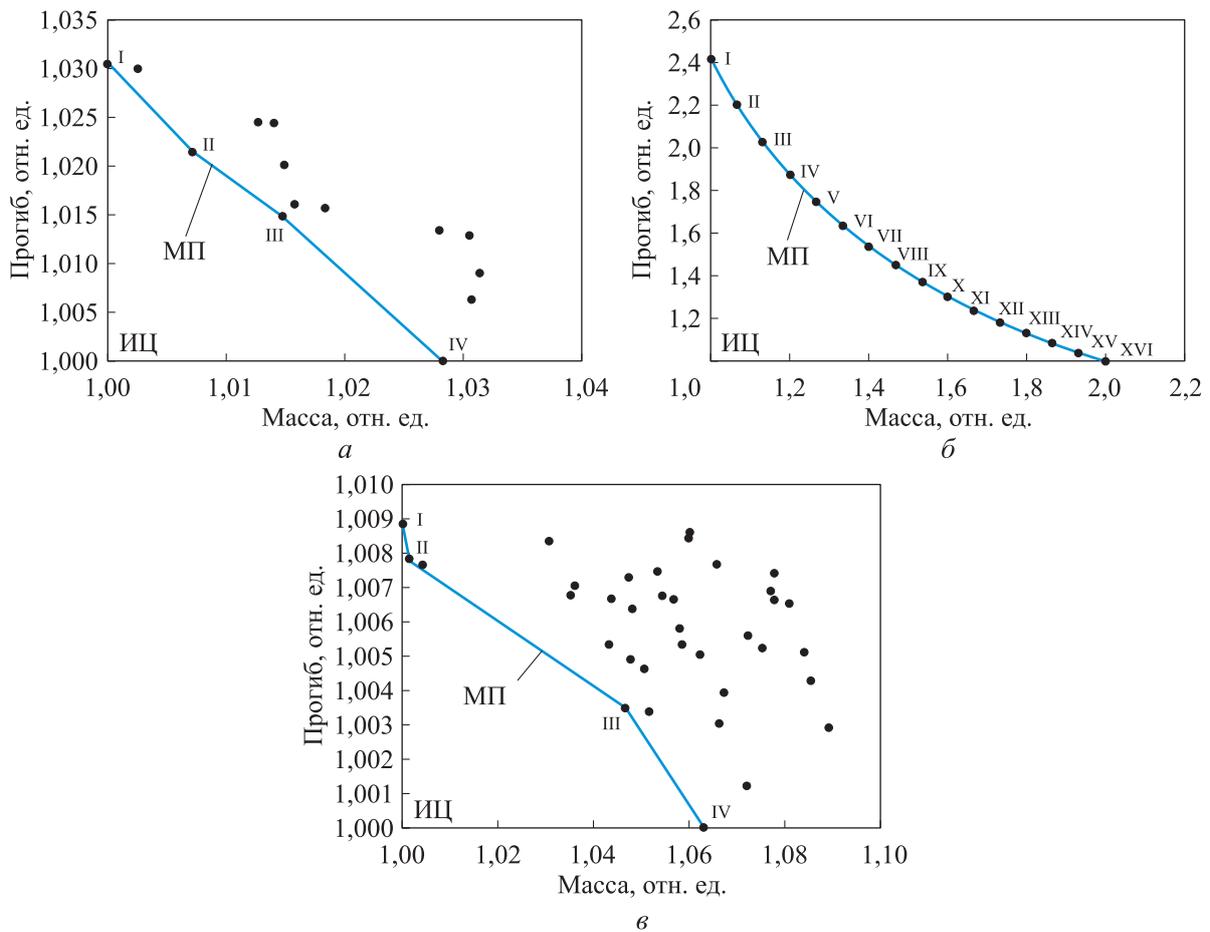


Рис. 6. Зависимости прогиба от массы для лонжеронов (а), обшивки (б) и нервюр (в) под действием аэродинамической нагрузки

Таблица 4

Значения толщин элементов крыла для оптимального варианта

Элемент	Толщина, мм	Элемент	Толщина, мм	Элемент	Толщина, мм
Верхняя обшивка	3,0	Нервюра 1	3,6	Нервюра 6	2,6
Нижняя обшивка	3,0	Нервюра 2	3,8	Нервюра 7	2,4
Торцевая панель	3,0	Нервюра 3	4,0	Нервюра 8	1,6
Передний лонжерон	1,2	Нервюра 4	2,2	Нервюра 9	3,4
Задний лонжерон	4,0	Нервюра 5	1,6	Нервюра 10	1,2

с минимальными массой (97 кг) и прогибом (32,24 мм) указаны в табл. 4.

Установлено, что масса оптимизированного крыла из углепластика меньше на 27 %, чем у исходного крыла при сохранении несущей способности.

**Выбор оптимальной ориентации слоев углепластика.** Оптимизация углов укладки слоев проведена с использованием модуля OPTISLANG в программном комплексе ANSYS [18–20]. Рассмотрены различные варианты схемы укладки слоев силовых элементов. Для всех слоев в каждой группе элементов начальный угол укладки составлял 0°. Количество слоев определяли исходя из их толщины. Угол ориентации слоев крыла варьировали в пределах  $-90...+90^\circ$  [21]. Для всех полученных оптимальных вариантов проведены проверочные расчеты прочности.

Схема оптимальной укладки композитных слоев в элементах крыла показана на рис. 7, где введены следующие обозначения:

- 1 — 50/70/90/0/-70/10/70/-80/90/-80/-30/70/90/10/90;
- 2 — 40/30/10/-10/-20/-50;
- 3 — 60/80/90/70/90/80/70/-60/-60/-80/-80/-30/50/40/80;
- 4 — -60/-10/-20/-20/-30/-40/10/-80/-10/-80/-60/-80/-60/-40/-70/-90/-90/-80;
- 5 — 0/20/10/30/-10/-30/0/0/-30/-10/-10/-10/-20/-30/-30/-30/-30/-30/-30;
- 6 — -50/20/30/10/0/10/10/-60/60/50/-10/30/20/0/-10/-30/-40/-80/90/80;
- 7 — -70/70/50/-30/60/50/20/0/30/10/30;
- 8 — 20/40/20/20/-30/-20/20/40;
- 9 — -10/20/60/20/-90/40/0/-40/-60/-20/-50/40/10;

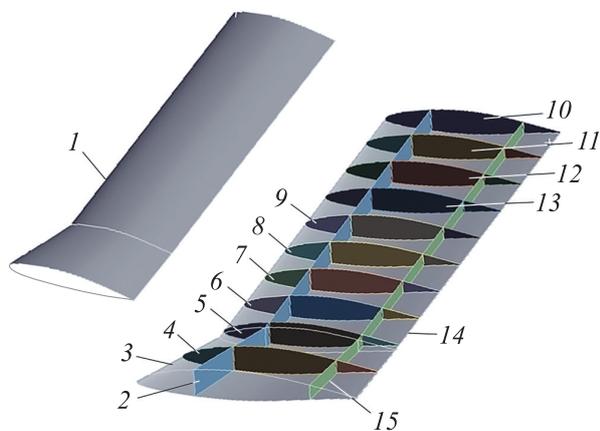


Рис. 7. Схема оптимальной укладки композитных слоев в элементах крыла

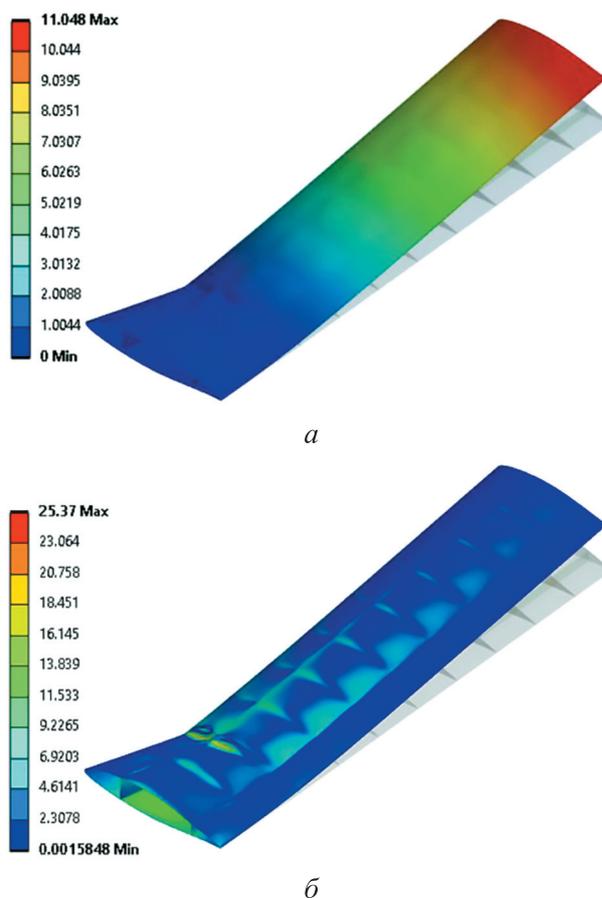


Рис. 8. Результаты расчета крыла с оптимальной схемой армирования:  
а — перемещение крыла под действием аэродинамической нагрузки, мм;  
б — распределение максимальных напряжений, МПа, вдоль крыла

- 10 — -10/-20/-50/-60/-30/-80;
- 11 — 60/20/-70/-80/-80/0/-80/40/0/-70/60/0/-40/-20/20/0/-10;
- 12 — -90/0/-90/50/0/10/-70/-20;
- 13 — 20/0/0/10/-40/-70/-80/0/-40/-10/-10/-80;
- 14 — 0/60/60/20/20/10/10/80/0/-20/30/-90/-50/-90/80;
- 15 — 10/-20/60/20/0/-80/-10/-60/-10/-30/-50/80/-40/90/60/20/-40/-80/-90/60.

Установлено, что деформация после оптимизации углов укладки слоев крыла меньше начальной на 86 % при аналогичной несущей способности (рис. 8).

## Выводы

1. Определены оптимальные толщины силовых элементов каркаса и обшивки крыла из углепластика для легкого самолета по критериям минимальных массы и прогиба.

2. Найдены оптимальные схемы укладки слоев углепластика для лонжеронов, нервю и обшивки крыла.

3. Установлено, что масса оптимизированного крыла из углепластика меньше на 27 %, чем у исходного крыла при сохранении несущей способности.

4. Проведены проверочные расчеты прочно-

сти оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла.

5. Дальнейшие исследования будут направлены на учет воздействия случайных ударных нагрузок на оптимальную конструкцию крыла с силовой схемой из углепластика и оценку остаточного ресурса легкого самолета.

## Литература

- [1] Шульженко М.Н. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 1971. 416 с.
- [2] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005. 404 с.
- [3] Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. *Проектирование легких самолетов*. Москва, Машиностроение, 1978. 207 с.
- [4] Егер С.М., ред. *Проектирование самолетов*. Москва, Машиностроение, 1983. 616 с.
- [5] Болотин В.В., Новичков Ю.Н. *Механика многослойных конструкций*. Москва, Машиностроение, 1980. 375 с.
- [6] Баурова Н.И., Зорин В.А. *Применение полимерных композиционных материалов при производстве и ремонте машин*. Москва, МАДИ, 2016. 264 с.
- [7] Михайлин Ю.А. *Конструкционные полимерные композиционные материалы*. Санкт-Петербург, НОТ, 2010. 820 с.
- [8] Нгуен Х.Ф. *Оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с ограничениями аэродинамической формы*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МФТИ, 2014. 123 с.
- [9] Пещеренко Е.Г. Современные технологии производства композитных изделий от ESI Group. *Аэрокосмический курьер*, 2014, № 4, с. 2–6.
- [10] Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2015, т. 46, № 2, с. 63–79.
- [11] Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2012, № 4–2, с. 686–693.
- [12] Ендогур А.И., Вайнберг М.В., Иерусалимский К.М. *Сотовые конструкции*. Москва, Машиностроение, 1986. 198 с.
- [13] Вислов И.П. *Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов*. Самара, СГАУ, 2005. 115 с.
- [14] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-638>
- [15] Muhsin J.J., Shawkat J.A. Optimization of light weight aircraft wing structure. *JEASD*, 2008, vol. 12, no. 1, pp. 1–22.
- [16] Shabeer K.P., Murtaza M.A. Optimization of aircraft wing with composite material. *IJRSET*, 2013, vol. 2, no. 6, pp. 2471–2477.
- [17] Алиакбаров Д.Т., Матуразов И.С. Исследование и выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла сельскохозяйственного самолета. *Наука, техника и образование*, 2017, № 5, с. 30–32.
- [18] Зиновьев П.А., Смердов А.А. *Оптимальное проектирование композитных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 103 с.
- [19] Корнеев В.М. *Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов*. Ульяновск, УВАУ ГА, 2009. 130 с.
- [20] Чепурных И.В. *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Комсомольск-на-Амуре, КнАГТУ, 2013. 137 с.
- [21] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Comparative analysis of the selection of lay-up stacking of polymer composite load-bearing elements for the tail section of fuselage structure of the light aircraft. *MATEC Web. Conf.*, 2021, vol. 346, art. 03111, doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134603111>

## References

- [1] Shulzhenko M.N. *Konstruktsiya samoletov* [Design of aeroplanes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971. 416 p. (In Russ.).
- [2] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Design of aeroplanes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 404 p. (In Russ.).
- [3] Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* [Designing of light aircrafts.]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 207 p. (In Russ.).
- [4] Eger S.M., ed. *Proektirovanie samoletov* [Designing of aeroplanes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p. (In Russ.).
- [5] Bolotin V.V., Novichkov Yu.N. *Mekhanika mnogosloynnykh konstruktsiy* [Mechanics of multi-layer constructions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 375 p. (In Russ.).
- [6] Baurova N.I., Zorin V.A. *Primenenie polimernykh kompozitsionnykh materialov pri proizvodstve i remonte mashin* [Application of polymer composite materials in production and repair of machines]. Moscow, MADI Publ., 2016. 264 p. (In Russ.).
- [7] Mikhaylin Yu.A. *Konstruktsionnye polimernye kompozitsionnye materialy* [Constructive polymer composite materials]. Sankt-Petersburg, NOT Publ., 2010. 822 p. (In Russ.).
- [8] Nguen Kh.F. *Optimizatsiya konstruktivno-silovoy skhemy kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata iz kompozitsionnykh materialov s ogranicheniyami aerodinamicheskoy formy*. Diss. kand. tekhn. nauk [Optimisation of the structural and force scheme of the wing of an unmanned aerial vehicle made of composite materials with aerodynamic shape constraints. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MFTI Publ., 2014. 123 p. (In Russ.).
- [9] Peshcherenko E.G. Modern technologies of composite products production from ESI Group. *Aerokosmicheskyy kuryer* [Aerospace courier], 2014, no. 4, pp. 2–6. (In Russ.).
- [10] Kasumov E.V. Methodology of search of rational design parameters with application of finite element method. *Uchenyye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 2, pp. 63–79. (In Russ.).
- [11] Savin S.P. Application of modern polymeric composite materials in the design of MS-21 airplane family. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2012, no. 4–2, pp. 686–693. (In Russ.).
- [12] Endogur A.I., Vaynberg M.V., Ierusalimskiy K.M. *Sotovyye konstruktsii* [Cellular constructions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 198 p. (In Russ.).
- [13] Vislov I.P. *Proektirovanie legkikh i sverkhlegkikh letatel'nykh apparatov* [Designing of light and ultralight flying machines]. Samara, SGAU Publ., 2005. 115 p. (In Russ.).
- [14] Reznik S.V. Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-638> (in Russ.).
- [15] Muhsin J.J., Shawkat J.A. Optimization of light weight aircraft wing structure. *JEASD*, 2008, vol. 12, no. 1, pp. 1–22.
- [16] Shabeer K.P., Murtaza M.A. Optimization of aircraft wing with composite material. *IJRSET*, 2013, vol. 2, no. 6, pp. 2471–2477.
- [17] Aliakbarov D.T., Maturazov I.S. Research and choice of the optimal constructive-power schemes of the wing of an agricultural aircraft. *Nauka, tekhnika i obrazovanie*, 2017, no. 5, pp. 30–32. (In Russ.).
- [18] Zinovyev P.A., Smerdov A.A. Optimalnoe proektirovanie kompozitnykh materialov [Optimum design of composites]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 103 p. (In Russ.).
- [19] Korneev V.M. *Konstruktsiya i osnovy ekspluatatsii letatel'nykh apparatov* [Design and fundamentals of aircraft operation]. Ulyanovsk, UVAU GA Publ., 2009. 130 p. (In Russ.).
- [20] Chepurnykh I.V. *Prochnost konstruktsiy letatel'nykh apparatov* [Strength of aircraft structures]. Komsomolsk-na-Amure, KnAGTU Publ., 2013. 137 p. (In Russ.).
- [21] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Comparative analysis of the selection of lay-up stacking of polymer composite load-bearing elements for the tail section of fuselage structure of the light aircraft. *MATEC Web. Conf.*, 2021, vol. 346, art. 03111, doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134603111>

## Информация об авторах

**ВАЙ Ян У** — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: waiyanoo6977@gmail.com).

**МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич** — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: konst\_mi@mail.ru).

## Information about the authors

**WAI Yan Oo** — Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, email: waiyanoo6977@gmail.com).

**MIKHAYLOVSKIY Konstantin Valeryevich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst\_mi@mail.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Вай Ян У, Михайловский К.В. Оптимизация параметров крыла из полимерного композиционного материала легкого самолета и анализ возможных областей появления дефектов. Часть 1. Расчет оптимальной конструктивно-силовой схемы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 9, с. 103–112.

### Please cite this article in English as:

Wai Yan Oo, Mikhaylovskiy K.V. Parameter optimization of a light aircraft wing made of the polymer composite material and analysis of the possible appearing defects. Part I. Computation of the optimal structural and power scheme. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 9, pp. 103–112.



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

### «Сборка изделий»

**Авторы: Ю.В. Баданина, А.И. Долгих, А.Л. Галиновский**

Рассмотрена технология сборки изделий ракетно-космической техники, описаны методы базирования и сборки отдельных узлов, агрегатов и ракетно-космических систем в целом. Приведены примеры процессов сборки герметичных и негерметичных агрегатов, отсеков сложной конфигурации.

Для студентов и аспирантов, обучающихся по направлениям подготовки 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (уровень специалитет), 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» (уровень магистратура), а также для инженеров, работающих в области проектирования и создания ракетно-космической техники.

### 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>