

**Методика выбора рациональной схемы расположения
конструктивно-силового набора из углепластика
для крыла легкого самолета при действии
аэродинамических нагрузок**

© Вай Ян У, К.В. Михайловский

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

Представлены результаты оптимизации расположения конструктивно-силового набора крыла легкого самолета Piper PA-28 для обеспечения требуемой работоспособности при минимальной массе. Задача оптимизации выполнялась в несколько этапов: на первом были определены аэродинамические нагрузки на крыло с учетом шести расчетных случаев при полете; на втором — рассмотрены комбинации 45 вариантов расположения конструктивно-силового набора из углепластика для достижения минимальных прогиба и массы крыла, а также установлен оптимальный; на третьем — получены коэффициенты запаса для элементов конструктивно-силового набора для данного варианта при действии аэродинамических нагрузок и решены задачи квазистатики, устойчивости конструкции. Оптимальные варианты выбирались из множества Парето-эффективных решений на основе минимального расстояния до идеального центра. Оптимальным был признан вариант с расстоянием между нервюрами 550 мм и расположением лонжеронов на 25 и 60 % от длины хорды крыла, что позволяет снизить массу на 22,92 %, а прогиб — на 29,06 %.

Ключевые слова: углепластик, конструктивно-силовой набор, крыло, аэродинамические нагрузки, оптимизация

Введение. Работы в области оптимального расположения конструктивно-силового набора (КСН) элементов крыла легкого самолета привлекли внимание разных научных коллективов. Исследования в этой области были направлены на решение задач, связанных с повышением конструктивной эффективности и снижением массы при сохранении необходимых прочности и жесткости. В частности, рассматривались разные подходы к оптимизации расположения КСН, включая использование углепластиков, обеспечивающих высокую прочность при небольшом весе [1].

Рассмотрены аналогичные подходы для выбора оптимального расположения КСН, но уже к легким самолетам, таким как Piper PA-28. Несмотря на значительный прогресс в области оптимизации конструкций средне- и дальнемагистральных авиалайнеров, аналогичные методы пока не получили широкого распространения при проектировании легких воздушных судов [2]. Один из важнейших этапов проектирования крыла — оптимизация расположения КСН с учетом действующих аэродинамических нагрузок, что важно для обеспечения надежности и эффективности конструкции крыла [3].

Для вышеприведенных случаев задача оптимизации является однокритериальной. Такой подход реализован во многих публикациях, в частности в [4, 5], где в качестве критерия оптимизации рассматривалась минимизация массы крыла. В работах [6, 7] применен метод двухкритериальной оптимизации двухлонжеронного крыла из полимерного композиционного материала (ПКМ). В качестве критериев использовалась минимизация массы и прогиба крыла. В работе [8] проведен сравнительный анализ металлических и композитных конструкций крыла самолета, а в качестве критериев сравнения рассматривались масса конструкции и распределение напряжений. Сделан вывод о преимуществах крыла из ПКМ по сравнению с металлическим.

Отличие настоящей работы заключается в разработке и апробации методики двухкритериальной оптимизации КСН крыла легкого самолета, основанной на дискретном варьировании положения лонжеронов и шага нервюр, учете реальных аэродинамических нагрузок для нескольких расчетных случаев полета, а также последующей проверке прочности и устойчивости оптимальной конструкции.

Цель настоящей работы — определение оптимального конструктивно-силового набора из углепластика для крыла легкого самолета с учетом воздействия аэродинамических нагрузок для минимизации массы и прогиба.

Объектом исследования выбрано крыло легкого самолета Piper PA-28 (рис. 1), состоящее из обшивки, переднего и заднего лонжеронов, нервюры, а также из элементов передней и задней кромок. Размах крыла составлял 11 м. Характеристики крыла легкого самолета Piper PA-28 представлены в открытых литературных источниках, в связи с чем оно и было выбрано для апробации предложенной методики оптимизации. Эта методика разрабатывалась как универсальная, а значит, ее можно адаптировать для проектирования современных конструкций крыльев легких самолетов.

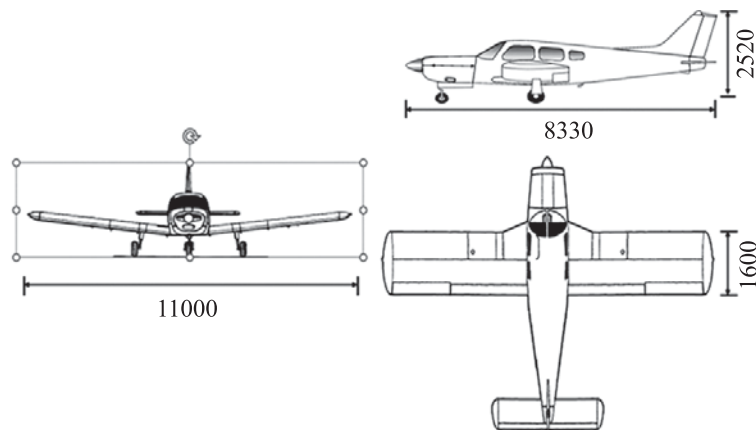


Рис. 1. Основные размеры (мм) легкого самолета Piper PA-28

Построение геометрической модели. Рассматривается крыло легкого спортивного самолета, выполненное из углепластика на основе углеродных нитей и эпоксидного связующего. Его геометрическая модель была создана в программной среде SolidWorks (рис. 2). В качестве аэродинамического профиля был принят NACA 652-415, разработанный Национальным консультативным комитетом по воздухоплаванию (США). Моделирование аэродинамических нагрузок на такое крыло проводилось для определения исходных данных и постановки задачи оптимизации, а также для выявления наиболее нагруженных расчетных случаев. В рассматриваемой постановке задачи влияние центробежных сил было исключено. Геометрическая модель крыла строилась без учета внутренней компоновки: оборудования, элементов механизации (закрылков, элеронов и их приводов), а также крепежных деталей в местах соединения с фюзеляжем и другими частями конструкции.

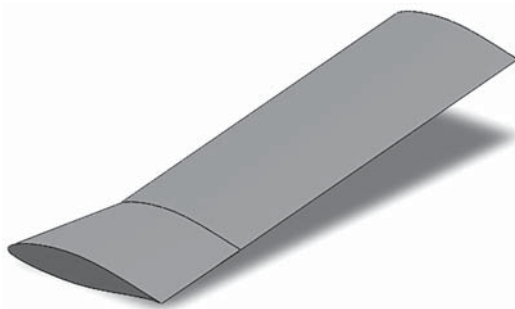


Рис. 2. Геометрическая модель крыла, созданная в программной среде SolidWorks

Задание граничных условий. Для исследования была выбрана расчетная область, представляющая собой сопряжение полуцилиндра, на входной границе которой задавались компоненты вектора скорости набегающего потока, а на выходной — давление (рис. 3). Возникающие в процессе полета аэродинамические нагрузки были рассчитаны с помощью программного комплекса ANSYS. Для моделирования турбулентности была использована модель $k - \epsilon$. На поверхность объекта накладывалось условие «прилипания» потока (No slip wall), что соответствовало полному торможению воздуха на поверхности крыла. На остальные поверхности было добавлено условие свободного течения (Free slip wall) [9].

Параметры атмосферы выбраны в соответствии с требованиями ГОСТ 4401 для полета самолета со скоростью 60 м/с на крейсерском режиме на высоте 2000 м при давлении 79 500 Па и температуре 275К. Схема приложения нагрузок (см. рис. 3) воспроизводит реальное

аэродинамическое нагружение крыла [7]. С помощью расчетных случаев моделируются эксплуатационные режимы, соответствующие условиям полета [10].

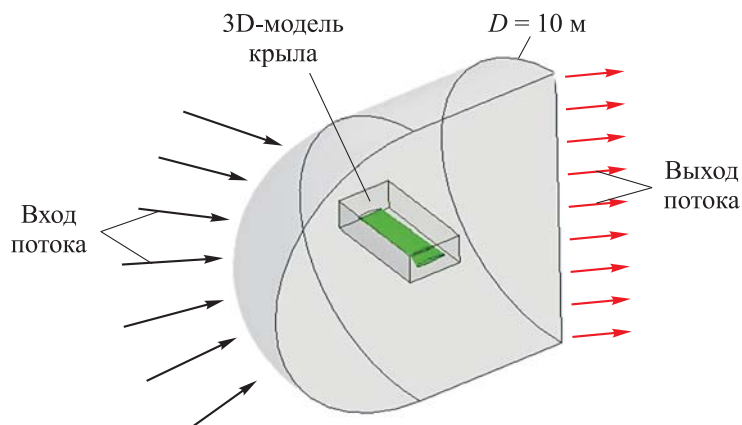


Рис. 3. Схема модели расчетной области с приложением аэродинамических нагрузок

Создание конечно-элементной модели (КЭМ). Для построения сетки КЭМ использовался модуль Meshing, характерный размер элемента составлял 30 мм, сгенерированная секция представлена на рис. 4. Модель была разбита на 3 042 549 элементов и 15 776 835 узлов.

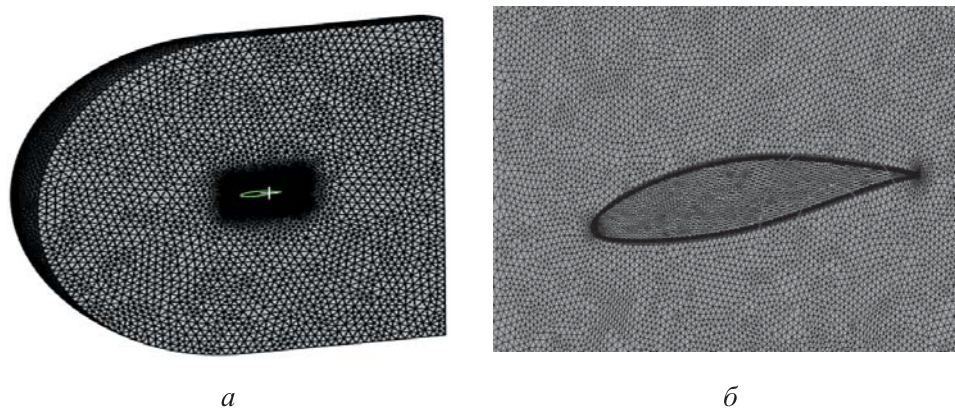


Рис. 4. Конечно-элементная модель расчетной области (а) и на крыле (б)

Результаты расчета нагрузок, действующих на крыло. Распределение аэродинамического давления по хорде крыла при разных углах атаки представлено на рис. 5. В результате расчетов аэродинамического обтекания было получено изменение давления по поверхности крыла для разных расчетных случаев (рис. 6).

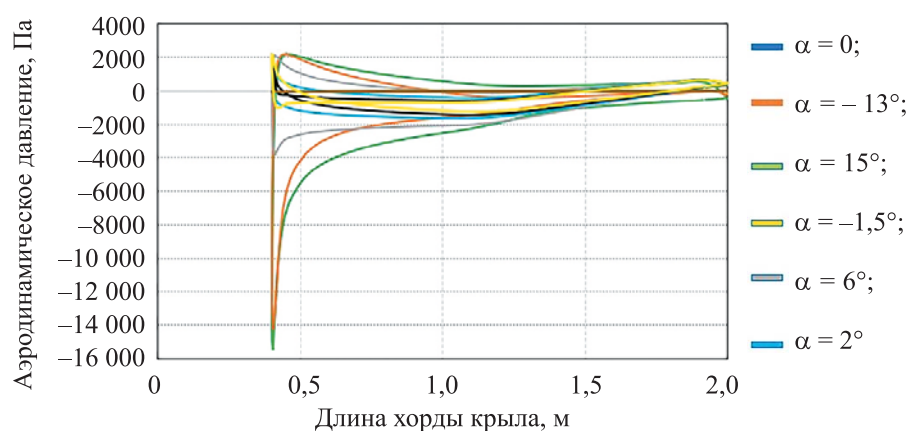


Рис. 5. Распределение давления на крыле в зависимости от угла атаки α

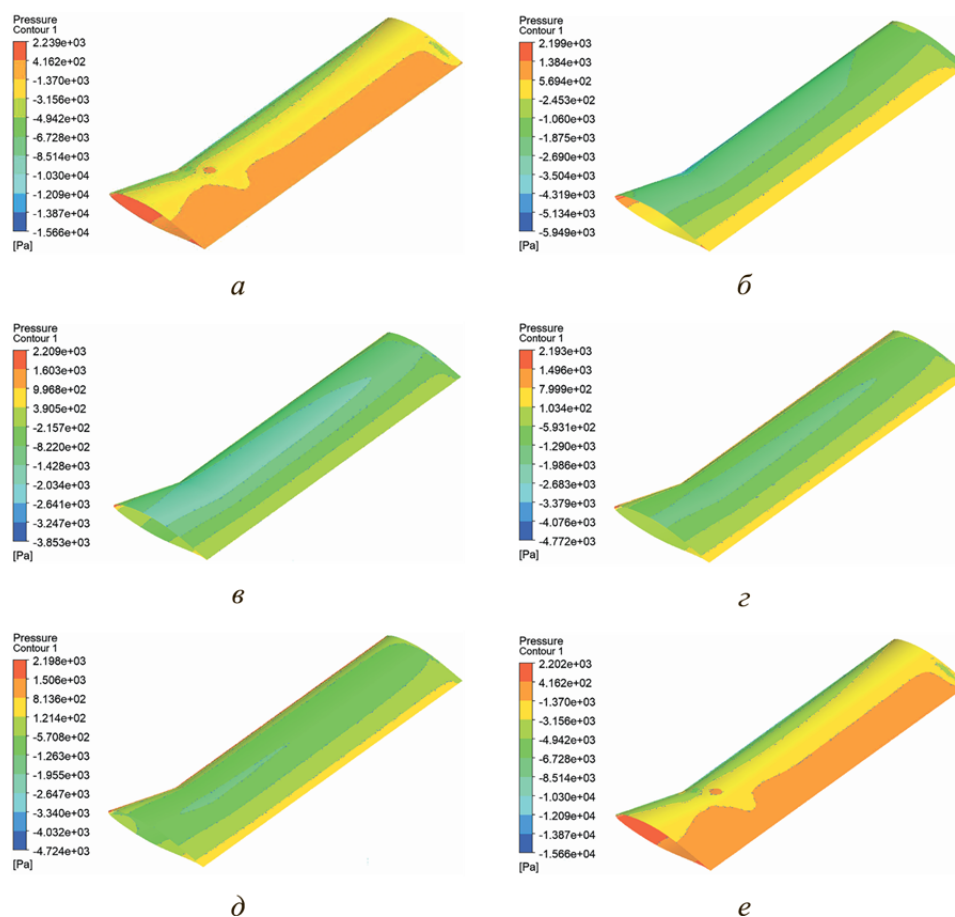


Рис. 6. Распределение аэродинамического давления, действующего на крыло, для шести расчетных случаев, Па:

a — случай A; $б$ — случай A'; $в$ — случай B; $г$ — случай C; $д$ — случай D; $е$ — случай D'

Были получены значения действующего на крыло аэродинамического давления при моделировании обтекания для нескольких расчетных случаев. В соответствии с Едиными нормами летной годности гражданских самолетов (ЕНЛГС), расчет статической прочности проводился с учетом внешних нагрузок, действующих на самолет и на его отдельные конструктивные элементы в шести случаях:

А — криволинейный полет при угле атаки $\alpha = 15^\circ$;

А' — криволинейный полет на малых положительных углах атаки $\alpha = 6^\circ$;

В — криволинейный полет на малых положительных углах атаки $\alpha = 2^\circ$;

С — пикирование с отклоненными элеронами при нулевой подъемной силе и перегрузке;

Д — криволинейный полет с отрицательным углом атаки $\alpha = -1,5^\circ$;

Д' — криволинейный полет на малых отрицательных углах атаки $\alpha = -13^\circ$.

В ходе расчетов аэродинамического обтекания были проанализированы разные режимы полета как с положительными, так и с отрицательными углами атаки [11]. Распределение давления по поверхности крыла показало, что максимальное аэродинамическое давление возникает при полете с углом атаки 15° (случай А). Для данного режима характерны высокий градиент давления и увеличенная нагрузка на конструкцию крыла, что необходимо учитывать при проектировании и анализе на прочность.

Свойства используемого материала. Для всех силовых элементов крыла выбраны однонаправленный углепластик [12] и эпоксидная смола в качестве связующего [13].

Физико-механические характеристики однонаправленного углепластика, позволяющие задавать свойства монослоя, приведены ниже:

Плотность ρ , кг/м ³	1518
Модуль упругости, ГПа:	
вдоль укладки волокон E_x	123,0
перпендикулярно укладке волокон в плоскости	
армирования E_y	7,78
перпендикулярно плоскости армирования E_z	7,78
Модуль сдвига G_{xy} , ГПа	5,0
Коэффициент Пуассона ν_{xy}	0,27
Предел прочности при растяжении, МПа:	
вдоль укладки волокон σ_{1l}	1632
перпендикулярно укладке волокон σ_{2l}	34
Предел прочности при сжатии, МПа:	
вдоль укладки волокон σ_{1c}	704
перпендикулярно укладке волокон σ_{2c}	68

Оптимизация схемы расположения конструктивно-силового набора элементов крыла. При выборе оптимальной компоновки КСН крыла, определяемой расположением лонжеронов и нервюр, было принято допущение, что положение лонжеронов и расстояние между нервюрами изменяются дискретно [14]. Такое решение позволило обеспечить сопоставимость всех рассматриваемых вариантов конструкции, что упрощает расчеты и сокращает время численного моделирования.

Лонжеронная конструкция крыла самолета, как правило, бывает с двумя лонжеронами. В этом случае передний и задний лонжероны расположены на расстоянии, равном 15, 20, 25 и 60, 65, 70 % от длины хорды крыла соответственно, если отсчитывать их от его передней кромки [15]. Расстояние между нервюрами обычно составляет 350, 400, 450, 500 или 550 мм. Варьируемые параметры, используемые для определения положения лонжеронов и нервюр для всех конструктивных схем крыла, приведены в табл. 1. Следует отметить, что для рассмотренных КСН толщина обшивки, нервюр и лонжеронов была принята равной 4 мм, поэтому количество возможных вариантов расположения силовых элементов составило 45.

Таблица 1

Варианты конструкции каркаса крыла

Номер варианта	Расстояние лонжерона от кромки крыла, % от длины хорды крыла		Расстояние между нервюрами, мм
	переднего лонжерона	заднего лонжерона	
1/2/3	15	60/65/70	550
4/5/6	20	60/65/70	
7/8/9	25	60/65/70	
10/11/12	15	60/65/70	500
13/14/15	20	60/65/70	
16/17/18	25	60/65/70	
19/20/21	15	60/65/70	450
22/23/24	20	60/65/70	
25/26/27	25	60/65/70	
28/29/30	15	60/65/70	400
31/32/33	20	60/65/70	
34/35/36	25	60/65/70	
37/38/39	15	60/65/70	350
40/41/42	20	60/65/70	
43/44/45	25	60/65/70	

Выбор оптимального варианта конструкции каркаса крыла.

В качестве критериев оптимизации были приняты минимизация массы и прогиба крыла под действием аэродинамической нагрузки, а в качестве параметров оптимизации были рассмотрены координаты расположения лонжеронов и расстояние между нервюрами [16]. Допустимый прогиб был ограничен 275 мм, что соответствует 5 % от полуразмаха крыла [17]. К параметрам оптимизации относились количество нервюр и положение лонжеронов. Кроме того, при ограничении $d \leq [d_{\max}]$ было принято следующее:

$$m(X) \rightarrow \min \text{ и } X = \{L_1, L_2, L_3, L_4, \dots, L_n, h_1, h_2, h_3, h_4, \dots, h_n\},$$

где m — масса конструкции крыла, кг; X — вектор проектных переменных; $L_1, L_2, L_3, L_4, \dots, L_n$ — расстояние переднего/заднего лонжерона от кромки крыла (% от длины хорды крыла), %; $h_1, h_2, h_3, h_4, \dots, h_n$ — расстояние между нервюрами, мм; d — прогиб, возникающий в крыле, мм; $[d_{\max}]$ — максимально допустимые прогибы, мм.

Безразмерное расстояние до идеального центра (ИЦ) определялось по формуле

$$K = \sqrt{\frac{(m_{\text{ИЦ}} - m_i)^2}{m_{\text{ср}}^2} + \frac{(d_{\text{ИЦ}} - d_i)^2}{d_{\text{ср}}^2}}, \quad (1)$$

где K — безразмерное расстояние до ИЦ; $m_{\text{ИЦ}}$ — значение массы идеального центра ИЦ; m_i — значения массы варианта; $m_{\text{ср}}$ — средние значения массы; $d_{\text{ИЦ}}$ — значение прогиба ИЦ; d_i — значения прогиба варианта; $d_{\text{ср}}$ — средние значения прогиба.

Точками на рис. 7 представлены различные варианты конфигурации двухлонжеронного крыла с учетом данных из табл. 1. Приведены относительные значения массы и прогиба, нормированные по базовому варианту. В результате моделирования напряженно-деформированного состояния крыла определены основные величины и с помощью области Парето для распределения по массе и прогибу выбран лучший вариант. Точка (1, 1) — это идеальный оптимальный центр, и кратчайшее расстояние до него оценивается по зависимости (1).

В результате моделирования напряженно-деформированного состояния крыла определены оптимальные варианты его конструктивной схемы — 1, 4 и 7 (табл. 2).

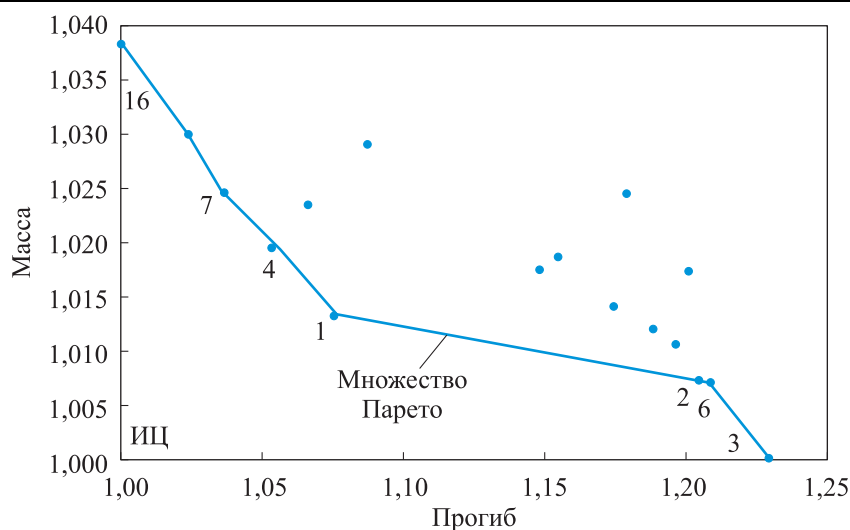


Рис. 7. Результаты расчета (оптимизация) зависимости относительных значений массы от прогиба

Таблица 2

Результаты расчета оптимальных вариантов конструктивно-силового набора крыла

Номер варианта	Расстояние между нервюрами, мм	Расстояние переднего/заднего лонжерона от кромки крыла, % от длины хорды крыла	Максимальный прогиб, мм	Масса, кг
1	550	15/60	147,17	147,45
4	550	20/60	144,18	148,43
7	550	25/60	141,69	149,13

Схема армирования. На данном этапе для выбора оптимальных вариантов рассматривались две схемы армирования $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$ и $[\pm 45^\circ]_n$, где n — количество групп монослоев (табл. 3). Следует отметить, что в случае применения других схем армирования, в том числе несимметричных, потребуется учитывать элементы соединений, крепежа, установки закладных и более подробной геометрической модели крыла, а также мест сопряжения с корпусом самолета, поэтому в рамках данной работы это не представлено.

Для каждого элемента конструкции (обшивки, лонжеронов, нервюр) была задана локальная система координат (ЛСК), в которой учитывалось направление ориентации монослоя: вдоль укладки волокон — ось X , перпендикулярно укладке волокон в плоскости монослоя — ось Y , перпендикулярно монослою — ось Z . Толщина одного монослоя составляла 0,2 мм, толщина обшивки — 3 мм, нервюр — по 2 мм, а переднего и заднего лонжеронов — по 4 мм.

**Результаты расчета двух схем армирования
конструктивно-силового набора крыла**

Номер варианта	Шаг нервюр, мм	Расстояние переднего/заднего лонжерона от кромки крыла, % от длины хорды крыла	Тип укладки	Прогиб, мм
1	550	15/60	$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	103,96
			$[\pm 45^\circ]_n$	216,21
4	550	20/60	$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	102,05
			$[\pm 45^\circ]_n$	211,52
7	550	25/60	$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	100,51
			$[\pm 45^\circ]_n$	207,39

Расчет схемы укладки. Выбрана квази-изотропная схема укладки $[0/\pm 45^\circ/+90^\circ]_n$, поскольку она обеспечивает сбалансированное распределение жесткостных и прочностных характеристик по основным направлениям, что повышает устойчивость конструкции к комбинированным нагрузкам. Было установлено, что оптимальная конфигурация, обеспечивающая наилучшее соотношение между массой и прогибом, соответствует расположению лонжеронов на 25 и 60 % от длины хорды крыла, а также расстоянию между нервюрами в 550 мм, что позволяет уменьшить массу на 22,92 % и прогиб — на 29,06 %.

Расчет прочности КСН по критерию Цая — Ву. Поверочный расчет каждого слоя КСН крыла проводился с использованием критерия Цая — Ву в среде ANSYS [18]. Этот критерий является модификацией критерия Хоффмана и относится к феноменологическим теориям разрушения, широко применяемым для анизотропных композиционных материалов с различными пределами прочности при растяжении и сжатии [19–21]:

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} = 1, \quad (2)$$

где $F_{11}, F_{12}, F_{22}, F_{66}, F_1, F_2, F_6$ — коэффициенты, связанные с прочностью материала при растяжении, сжатии и сдвиге; σ_1, σ_2 — нормальные напряжения вдоль и поперек укладки волокон соответственно; τ_{12} — сдвиговые напряжения [22, 23].

Результаты оценки прочности КСН крыла по критерию Цая — Ву представлены в табл. 4. Для конструкции верхней обшивки крыла максимальное значение критерия Цая — Ву составляет 0,355 на 15-м

слое; для конструкции нижней — 0,398 на 13-м слое; для переднего лонжерона — 0,56 на 20-м слое; для заднего — 0,41 на 3-м слое. Все значения критерия меньше единицы, и разрушение конструкции верхней обшивки крыла по данному критерию не происходит. По результатам расчета по критерию разрушения Цая — Ву значения для 15-го слоя конструкции верхней обшивки крыла приведены на рис. 8, для 20-го слоя конструкции переднего лонжерона крыла — на рис. 9, а для 3-го слоя конструкции заднего лонжерона крыла — на рис. 10.

Таблица 4

Оценка прочности конструктивно-силового набора крыла

Номер слоя	Угол укладки, град	Обшивка		Лонжерон	
		верхняя	нижняя	передний	задний
1	0	0,301	0,245	0,366	0,328
2	45	0,314	0,329	0,316	0,198
3	– 45	0,267	0,206	0,495	0,408
4	90	0,199	0,308	0,329	0,364
5	90	0,172	0,303	0,337	0,347
6	– 45	0,165	0,178	0,422	0,332
7	45	0,222	0,253	0,213	0,179
8	0	0,264	0,122	0,227	0,257
9	0	0,264	0,119	0,228	0,252
10	45	0,213	0,259	0,173	0,169
11	– 45	0,241	0,201	0,331	0,277
12	90	0,293	0,226	0,392	0,256
13	90	0,326	0,398	0,399	0,259
14	– 45	0,327	0,243	0,318	0,249
15	45	0,355	0,304	0,193	0,156
16	0	–	–	0,238	0,257
17	0	–	–	0,240	0,260
18	45	–	–	0,209	0,165
19	– 45	–	–	0,346	0,221
20	90	–	–	0,562	0,299

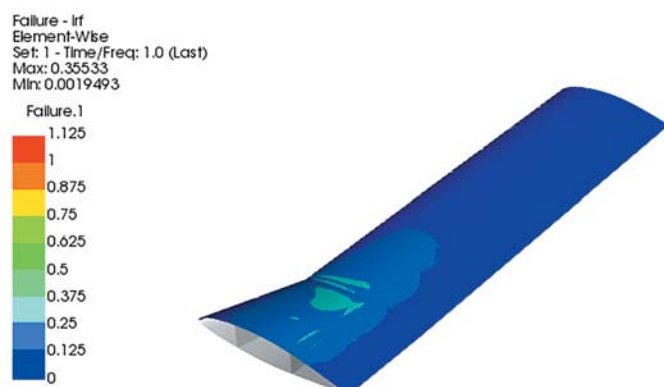


Рис. 8. Оценка прочности 15-го слоя в конструкции верхней обшивки крыла

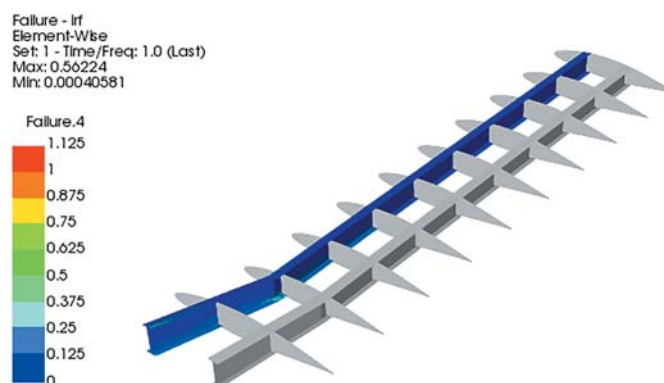


Рис. 9. Оценка прочности 20-го слоя в конструкции переднего лонжерона крыла

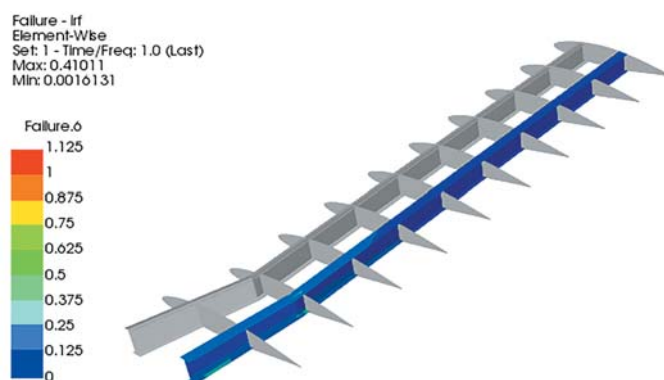


Рис. 10. Оценка прочности 3-го слоя в конструкции заднего лонжерона крыла

Устойчивость конструктивно-силового набора крыла. Расчет устойчивости КСН крыла проводился в ANSYS [24, 25]. Запас устойчивости в КСН крыла составлял 2,018. Поскольку в этом случае значение запаса не менее 1, модель не теряет устойчивости (рис. 11).

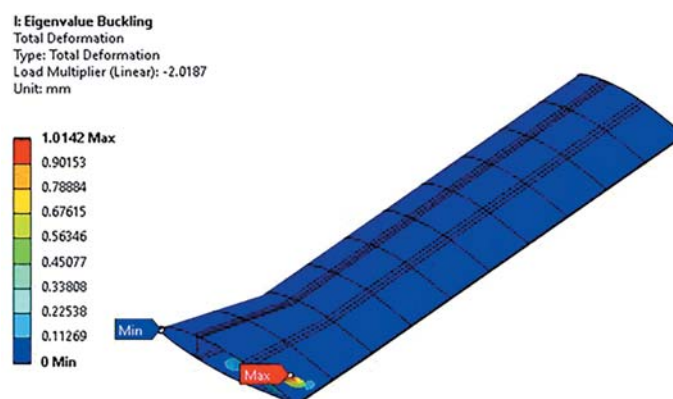


Рис. 11. Анализ устойчивости конструкции крыла

Закключение. Выполнена оптимизация конструктивно-силового набора крыла легкого самолета Piper PA-28 из углепластика. В качестве критериев оптимизации выбраны минимизация массы крыла и снижение прогиба под действием аэродинамической нагрузки, а в качестве параметров оптимизации рассматривались координаты расположения переднего и заднего лонжеронов, а также расстояние между нервюрами. Аэродинамическое нагружение крыла определялось методом численного моделирования в программной среде ANSYS с учетом различных расчетных случаев полета. Прочность и жесткость конструкций оценивались методом конечных элементов, реализованным в программе ANSYS с применением критерия прочности Цая — Бу. Результаты оптимизации позволили выявить рациональный КСН крыла. Конфигурация, обеспечивающая наилучшее соотношение между массой и прогибом, соответствовала расположению лонжеронов на 25 и 60 % от длины хорды крыла и расстоянию между нервюрами 550 мм. Данная конфигурация обеспечила уменьшение массы на 22,92 % и прогиба на 29,06 %, что подтверждало ее эффективность с точки зрения эксплуатационной надежности и конструктивной целесообразности. Разработанная методика может быть применена при проектировании несущих элементов легких летательных аппаратов с использованием полимерных композиционных материалов, что позволит значительно повысить эффективность конструкций при сохранении их прочности и минимальной массы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Буланов И.М., Воробей В.В. *Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, 516 с.
- [2] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005, 406 с.

- [3] Qun Z., Yunliang D., Haibo J. A layout optimization method of composite wing structures based on carrying efficiency Criterion. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, vol. 24, no. 4, pp. 425–433.
- [4] Хонг Ф.Н., Бирюк В.И. Исследования по оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета с прямым крылом из композиционных материалов. *Труды МФТИ*, 2014, т. 6, № 2, с. 133–141.
- [5] Найнг Л.А., Пгу В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 11, с. 89–95. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95>
- [6] Aung P.W., Tatarnikov O., Ung N.L. Structure optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, art. 044094. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [7] Zhu W., Yu X., Wang Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, 2019, vol. 20, pp. 879–889. <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>
- [8] Kirubakaran R. Aircraft wing weight optimization by composite material structure design configuration. *IOSR-JMCE*, 2017, vol. 14, no. 6, pp. 71–80.
- [9] Дробышевский В.Г. *Проектирование самолета. Курсовое и дипломное проектирование*. Нижний Новгород, НГТУ, 2013. 157 с.
- [10] ANSYS Fluent. *ANSYS.com*: веб-сайт. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (дата обращения: 15.02.2025).
- [11] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 12, с. 106–116. <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2016-12-106-116>
- [12] Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 15–28. <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28>
- [13] Wang Y., Ouyang X., Yin H., et al. Structural-optimization strategy for composite wing based on equivalent finite element model. *J. Aircr.*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359. <https://doi.org/10.2514/1.C033469>
- [14] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 11, с. 86–98. <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [15] Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2015, т. 46, № 2, с. 63–79.
- [16] Горбунов В.Г., Даць Д.О., Желанников А.И., Сетуха А.В. Моделирование обтекания самолетов на больших углах атаки вихревым методом. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2012, № 7, с. 10–13.
- [17] Тарасов Ю.Л., Лавров Б.А. *Расчет на прочность элементов конструкции самолета*. Самара, Самарский ун-т, 2000, 112 с.
- [18] Кондрашов С.В., Шашкеев К.А., Петрова Г.Н., Мекалина И.В. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения с функциональными свойствами. *Авиационные материалы и технологии*, 2017, № S, с. 405–419. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419

- [19] Михайлин Ю.А. *Конструкционные полимерные композиционные материалы*. Санкт-Петербург, Научные основы технологии, 2010, 822 с.
- [20] Tooren M., Kassapoglou C., Bersee H. Composite materials, structures and systems. *The Aeronautical Journal*, 2011, vol. 115, no. 1174, pp. 1093–1106. DOI: 10.1017/S0001924000006527
- [21] Zagainov G.I., Lozino-Lozinsky G.E. *Composite Materials in Aerospace Design*. Chapman & Hall, 1996, 460 p.
- [22] Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. *Проектирование легких самолетов*. Москва, Машиностроение, 1978, 208 с.
- [23] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования геометрического облика крыла из полимерных композиционных материалов. *Механика и математическое моделирование в технике. Сб. тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, с. 319–322.
- [24] Гриневич Д.В., Яковлев Н.О., Славин А.В. Критерии разрушения полимерных композиционных материалов (обзор). *Испытания материалов. Труды ВИАМ*, 2019, т. 79, № 7, с. 92–111. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111
- [25] Грушецкий И.В., Димитриенко И.П., Ермоленко А.Ф. *Разрушение конструкций из композиционных материалов*. Рига, Зинатне, 1986, 264 с.

Статья поступила в редакцию 14.10.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Вай Ян У, Михайловский К.В. Методика выбора рациональной схемы расположения конструктивно-силового набора из углепластика для крыла легкого самолета при действии аэродинамических нагрузок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 4. EDN OIGULK

Вай Ян У — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: waiyanoo6977@gmail.com

Михайловский Константин Валерьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: mikhaylovskiy@bmstu.ru

Methodology for Selecting a Rational Layout Scheme of a Carbon Fiber Reinforced Plastic Load-Bearing Structure for a Light Aircraft Wing under Aerodynamic Loads

© Wai Yan Oo, K.V. Mikhaylovskiy

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

The results of optimizing the layout of the load-bearing structure of the wing of the Piper PA-28 light aircraft to ensure the required performance at minimum weight are presented. The optimization problem was carried out in several stages: at the first stage, aerodynamic loads on the wing were determined taking into account six design flight cases; at the second stage, combinations of 45 layout variants of the carbon fiber reinforced plastic load-bearing structure were analyzed to achieve minimum deflection and wing mass, and the optimal variant was identified; at the third stage, safety factors for the elements of the load-bearing structure for this variant under aerodynamic loads were obtained, and quasistatic and structural stability problems were solved. The optimal variants were selected from a set of Pareto-efficient solutions based on the minimum distance to the ideal point. The optimal configuration was identified as the one with a rib spacing of 550 mm and spar locations at 25% and 60% of the wing chord, which makes it possible to reduce the mass by 22.92% and the deflection by 29.06%.

Keywords: carbon fiber reinforced plastic, load-bearing structure, wing, aerodynamic loads, optimization

REFERENCES

- [1] Bulanov I.M., Vorobey V.V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruktсий iz kompozitsionnykh materialov* [Technology of rocket and aerospace structures made of composite materials]. Moscow, BMSTU Publ., 1998, 516 p.
- [2] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft construction]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 406 p.
- [3] Qun Z., Yunliang D., Haibo J. A Layout Optimization Method of Composite Wing Structures Based on Carrying Efficiency Criterion. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, vol. 24, no. 4, pp. 425–433.
- [4] Khong F.N., Biryuk V.I. Issledovaniya po optimizatsii konstruktivno-silovoy skhemy samoleta s pryamym krylom iz kompozitsionnykh materialov [Studies on optimization of the structural-load scheme of an aircraft with a straight wing made of composite materials]. *Trudy MFTI* [Proceedings of MIPT], 2014, vol. 6, no. 2, pp. 133–141.
- [5] Nayng L.A., Pgu V.A., Tatarnikov O.V. Vybór optimal'noy konstruktivno-silovoy skhemy kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata [Selection of an optimal structural-load scheme for an unmanned aerial vehicle wing]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 11, pp. 89–95.
<https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95>
- [6] Aung P.W., Tatarnikov O., Ung N.L. Structure optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, art. 044094.
<https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [7] Zhu W., Yu X., Wang Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, 2019, vol. 20, pp. 879–889.
<https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>

- [8] Kirubakaran R. Aircraft wing weight optimization by composite material structure design configuration. *IOSR-JMCE*, 2017, vol. 14, no. 6, pp. 71–80.
- [9] Drobysheskiy V.G. *Proektirovanie samoleta. Kursovoe i diplomnoe proektirovanie* [Aircraft design. Course and diploma design]. Nizhny Novgorod, NGTU Publ., 2013, 157 p.
- [10] ANSYS Fluent. *ANSYS.com*: website. Available at: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (accessed February 15, 2021).
- [11] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Metodika proektirovaniya kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov na osnove parametricheskogo modelirovaniya. Chast' 2. Proektirovanie silovoy konstruktssii [Design methodology for a composite material wing based on parametric modeling. Part 2. Design of the load-bearing structure]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2016, no. 12, pp. 106–116. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-12-106-116>
- [12] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Opreделение aerodinamicheskikh nagruzok na krylo s uchetom osnovnykh elementov avialaynera pri parametricheskom modelirovanii [Determination of aerodynamic loads on a wing taking into account the main aircraft components in parametric modeling]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2018, no. 5, pp. 15–28. <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28>
- [13] Wang Y., Ouyang X., Yin H., et al. Structural-optimization strategy for composite wing based on equivalent finite element model. *J. Aircr.*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359. <https://doi.org/10.2514/1.C033469>
- [14] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Metodika proektirovaniya kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov na osnove parametricheskogo modelirovaniya. Chast' 1. Obosnovanie vybora geometricheskikh razmerov i raschet aerodinamicheskikh nagruzok na krylo [Design methodology for a composite material wing based on parametric modeling. Part 1. Justification of geometric parameters and calculation of aerodynamic loads on the wing]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2016, no. 11, pp. 86–98. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [15] Kasumov E.V. Metodika poiska ratsional'nykh konstruktivnykh parametrov s primeneniem metoda konechnykh elementov [Method for searching rational structural parameters using the finite element method]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2015, vol. 46, no. 2, pp. 63–79.
- [16] Gorbunov V.G., Dats' D.O., Zhelannikov A.I., Setukha A.V. Modelirovanie obtekaniya samoletov na bol'shikh uglakh ataki vikhrevym metodom [Modeling of aircraft flow at high angles of attack using a vortex method]. *Nauchny vestnik MSTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 7, pp. 10–13.
- [17] Tarasov Yu.L., Lavrov B.A. *Raschet na prochnost elementov konstruktssii samoleta* [Strength calculation of aircraft structural elements]. Samara, Samara University Publ., 2000, 112 p.
- [18] Kondrashov S.V., Shashkeev K.A., Petrova G.N., Mekalina I.V. Polimernye kompozitsionnye materialy konstruktssionnogo naznacheniya s funktsional'nymi svoystvami [Polymer composite structural materials with functional properties]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2017, no. S, pp. 405–419. <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419>
- [19] Mikhaylin Yu.A. *Konstruktssionnye polimernye kompozitsionnye materialy* [Structural polymer composite materials]. Saint Petersburg, Nauchnye osnovy tekhnologii Publ., 2010, 822 p.

- [20] Tooren M., Kassapoglou C., Bersee H. Composite materials, structures and systems. *The Aeronautical Journal*, 2011, vol. 115, no. 1174, pp. 1093–1106. <https://doi.org/10.1017/S0001924000006527>
- [21] Zagainov G.I., Lozino-Lozinsky G.E. *Composite materials in aerospace design*. Chapman & Hall, 1996, 460 p.
- [22] Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* [Design of light aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 208 p.
- [23] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Metodika proektirovaniya geometricheskogo oblika kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Method for designing the geometric configuration of a composite material wing]. In: *Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Sb. tez. dokl. Vseros. nauch.-tekhn. konf.* [Mechanics and Mathematical Modeling in Engineering. Abstracts of the All-Russian Scientific and Technical Conference]. Moscow, BMSTU Publ., 2016, pp. 319–322.
- [24] Grinevich D.V., Yakovlev N.O., Slavin A.V. Kriterii razrusheniya polimernykh kompozitsionnykh materialov (obzor) [Failure criteria for polymer composite materials (review)]. *Ispytaniya materialov. Trudy VIAM — Proceedings of VIAM*, 2019, vol. 79, no. 7, pp. 92–111. <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111>
- [25] Grushetskiy I.V., Dimitrienko I.P., Ermolenko A.F. *Razrushenie konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Failure of composite material structures]. Riga, Zinatne Publ., 1986, 264 p.

Wai Yan Oo, Postgraduate, Space-Rocket Composite Design Department, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: waiyanoo6977@gmail.com

Mikhaylovskiy K.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: mikhaylovskiy@bmstu.ru