

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.023

doi: 10.18698/0536-1044-2021-5-76-87

Многокритериальная оптимизация двухлонжеронного композитного крыла легкого самолета

О.В. Татарников^{1,2}, В.А. Пху¹, Л.А. Найнг¹¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² Российский экономический университет им. Г.В. Плеханова

Multi-Criteria Optimization of a Two-Spar Composite Wing for a Light Aircraft

O.V. Tatarnikov^{1,2}, W.A. Phyo¹, L.A. Naing¹¹ Bauman Moscow State Technical University² Plekhanov Russian University of Economics

Приведены результаты оптимизации двухлонжеронного композитного крыла учебно-тренировочного самолета К-8. В качестве параметров оптимизации рассмотрены геометрические характеристики основных конструктивных элементов крыла: лонжеронов, нервюр и обшивки; углы ориентации армирующих слоев и их толщины для каждого конструктивного элемента крыла, а также вид композиционного материала и его стоимость. Предложенная процедура оптимизации включает в себя несколько этапов, на каждом из которых применен многокритериальный подход. За критерии оптимизации приняты минимальные прогиб, масса и стоимость. Все расчеты, необходимые для выбора оптимальных параметров оптимизации, проведены с помощью нелинейного статического конечно-элементного анализа в программном комплексе FEMAP.

Ключевые слова: композитное крыло, многокритериальная оптимизация, критерии оптимизации, параметры оптимизации крыла, геометрически нелинейная модель

The article considers the results of optimization of the two-spar composite wing for the K-8 training aircraft. The geometric characteristics of the main structural elements of the wing such as spars, ribs and skin; orientation angles of the reinforcing layers and their thicknesses for each wing structural element, as well as the type of composite material and cost were selected as optimization parameters. The proposed optimization procedure includes several steps; each step uses a multi-criteria approach. The minimum deflection, weight, and cost are taken as optimization criteria. All the necessary calculations for selecting the optimal optimization parameters were performed using nonlinear static finite element analysis in the FEMAP software package.

Keywords: composite wing, multi-criteria optimization, optimization criteria, optimization parameters of the wing, the geometrically nonlinear model

Использование композитов в авиационных конструкциях позволяет существенно снизить их массу [1, 2]. Особенно эффективным является их применение в конструкции крыла самолета, масса которого может достигать 50 % массы планера. Уменьшить массу крыла можно не только за счет высоких удельных механических характеристик композитов, но и путем оптимального выбора их структурных параметров [1–4].

В научной литературе описано много исследований по оптимизации композитных конструкций с использованием различных критериев и ограничений [1–3, 5–11]. В большинстве случаев для определения оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла применяют однокритериальную оптимизацию. Несмотря на достаточно большое количество таких работ, до сих пор в полной мере не решена задача определения оптимальных параметров композитного крыла с учетом совокупности структурных, конструктивных и стоимостных параметров композитной конструкции [12–14].

Цель работы — разработка методики оптимизации композитного крыла самолета, позволяющей определять оптимальные геометрические параметры силовых элементов композитной конструкции, осуществлять выбор материалов для силовых элементов крыла и их структурных параметров.

В качестве объекта исследования выбрано двухлонжеронное крыло легкого учебно-тренировочного самолета К-8 прямого типа с большим удлинением. Расчеты аэродинамических нагрузок, действующих на крыло, выполнены на основе подходов, приведенных в работе [15]. В качестве параметров оптимизации рассмотрены геометрические характеристики основных конструктивных элементов крыла: лонжеронов,

нервюр и обшивки; углы ориентации армирующих слоев и их толщины, а также вид композиционного материала и его стоимость для каждого конструктивного элемента крыла.

Предлагаемая процедура оптимизации включала в себя несколько этапов, на каждом из которых применялся многокритериальный подход с использованием трех критериев: минимальных прогиба, массы и стоимости крыла.

Все расчеты, необходимые для выбора значений параметров оптимизации крыла проведены с помощью нелинейного статического анализа в программном комплексе FEMAP.

Конфигурация и компоновка крыла. Рассмотрена двухлонжеронная конструктивная схема крыла, корневая хорда которого составляла 2412 мм, а концевая хорда — 1122 мм. Основными конструктивными элементами крыла являлись: обшивка, набор лонжеронов и нервюр. Передний и задний лонжероны расположены на расстоянии соответственно 20 и 70 % длины хорды от передней кромки крыла. В дополнение к основным конструктивным элементам жесткость крыла обеспечена десятью нервюрами с фиксированным шагом 410,5 мм.

Расчетные модели крыла. Для определения оптимальных параметров крыла последовательно проведены расчеты с использованием двух моделей (рис. 1):

- каркасной, состоящей из набора лонжеронов и нервюр;
- полной, включающей в себя основные конструктивные элементы: силовой набор лонжеронов, нервюр и обшивку крыла.

Свойства материалов и структура композитных слоев. В качестве альтернативных мате-

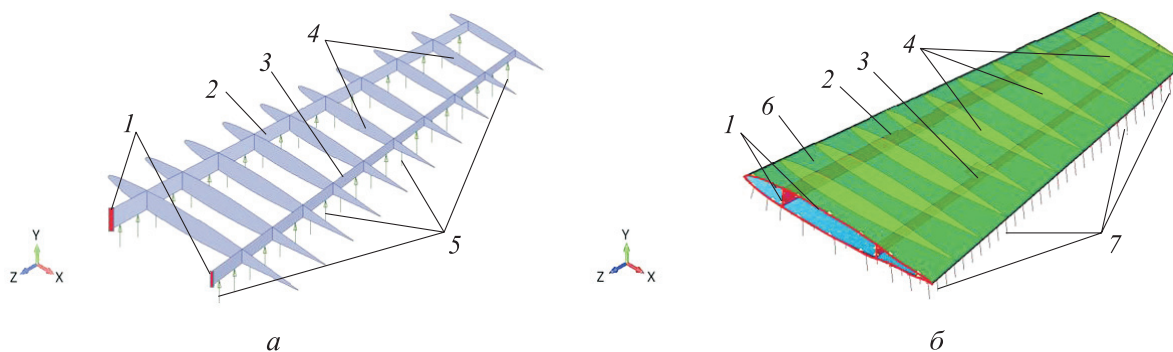


Рис. 1. Каркасная (а) и полная (б) расчетные модели крыла:

1 — заделка; 2 и 3 — передний и задний лонжероны; 4 — нервюры; 5 — распределенные погонные нагрузки на лонжероны; 6 — обшивка; 7 — аэродинамическая нагрузка

Таблица 1

Механические характеристики материалов

Характеристика	Углепластик (Т300/N5208)	Стеклопластик (E-Glass)	Алюминиевый сплав 7050
Модуль упругости, ГПа: продольный E_{11} поперечный E_{22}	181 10,3	45 10,0	71 71,0
Модуль сдвига G_{12} , ГПа	7,17	5,00	26,90
Предел прочности при растяжении (для композитов вдоль направления армирования) σ_{1b} , МПа	1500	1100	503
Коэффициент Пуассона ν_{12}	0,28	0,30	0,33
Плотность ρ , кг/м ³	1600	2000	2770

риалов для всех конструктивных элементов крыла выбраны углепластик (Carbon-epoxy Т300/N5208), стеклопластик (E-Glass) и алюминиевый сплав 7050. И использованные в расчетах механические характеристики этих материалов приведены в табл. 1.

Рассмотрены четыре схемы укладки слоев композита (рис. 2): *a* — [+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, 0°, -45°, +45°]; *b* — [+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]; *в* — [90°, 0°, 90°]; *г* — [0°].

Толщину монослоя приняли равной 0,125 мм. Суммарные толщины пакетов монослоев для исследуемых конструктивных элементов изменяли дискретно в диапазоне 2...5 мм с шагом 1 мм. Таким образом, независимо от углов ориентации композитный пакет включал в себя 16 монослоев при толщине $\delta_m = 2$ мм, 24 монослоя при $\delta_m = 3$ мм, 32 монослоя при $\delta_m = 4$ мм и 40 монослоев при $\delta_m = 5$ мм. Предполагалось, что все слои расположены симметрично относительно срединного слоя, имеющего ориентацию 0° (см. рис. 2).

Расчетные нагрузки. При расчете нагрузок предполагалось, что взлетная масса самолета $G_0 = 4330$ кг, а масса крыльев G_w составляет 14 % массы самолета: $G_w = 0,14G_0 = 606,2$ кг. Коэффициент безопасности $f = 1,5$, коэффициент максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{max} = 7,8$.

Для полной модели крыла нагрузка задавалась в виде давления, равномерно распределенного по поверхности нижней обшивки, а для каркасной модели — в виде распределенных погонных усилий, статически эквивалентных результирующей подъемной силе и веса крыла и приложенных к нижней стенке лонжеронов.

Для определения распределенной нагрузки использованы следующие соотношения:

$$q_y = n_{max} f G_0 g b(z) / S;$$

$$q_{кр} = n_{max} f G_w g b(z) / S;$$

$$q_{\Sigma} = q_y - q_{кр};$$

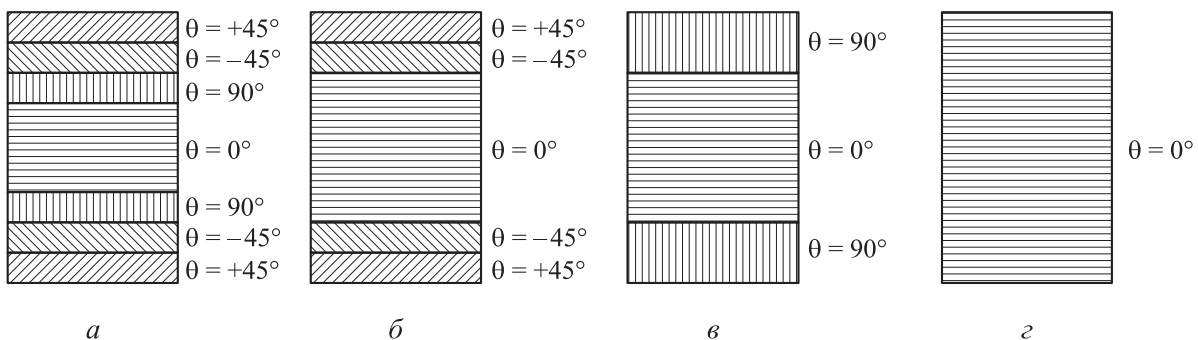


Рис. 2. Виды слоистых композитных структур для четырех схем укладки слоев (θ — угол ориентации армирующих слоев):

a — [+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, 0°, -45°, +45°]; *b* — [+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]; *в* — [90°, 0°, 90°]; *г* — [0°]

$$p_{\Sigma} = q_{\Sigma} / b(z);$$

$$q_{\Sigma} = q_1 + q_2;$$

$$q_1 = H_1^2 q_{\Sigma} / (H_1^2 + H_2^2),$$

где q_y — распределенная подъемная нагрузка; $b(z)$ — переменная хорда крыла (ось z направлена вдоль крыла (см. рис. 1)); S — площадь крыльев; $q_{кр}$ — распределенная массовая нагрузка; q_{Σ} — результирующая аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло; p_{Σ} — результирующее распределенное давление, действующее на крыло; q_1 и q_2 — распределенные погонные нагрузки, действующие на передний и задний лонжероны; H_1 и H_2 — высоты переднего и заднего лонжеронов; g — ускорение свободного падения

Распределения погонных нагрузок, действующих на крыло и лонжероны, вдоль безразмерной координаты $\bar{z} = 2z/l$ (l — размах крыльев самолета) показаны на рис. 3, а и б.

Последовательность этапов оптимизации.

Процесс оптимизации крыла разбили на шесть этапов. На первых пяти этапах происходил последовательный выбор оптимальных структурных и конструктивных параметров: толщин силовых элементов каркаса, ориентации композитных слоев каркаса, толщин обшивки, ориентации композитных слоев обшивки, а также материалов для конструктивных элементов крыла. На шестом этапе выполняли поверочный расчет оптимальной конструкции.

Следует отметить, что в условиях ограничения объема статьи некоторые параметры оптимизации, например: количество лонжеронов и их положение, а также количество

нервюр приняты фиксированными. Однако предлагаемый подход последовательной многокритериальной оптимизации позволяет включать их в число варьируемых параметров с добавлением соответствующих этапов оптимизации.

Выбор оптимальной толщины силовых элементов каркаса крыла.

На первом этапе оптимизации для каждого из трех рассматриваемых материалов проведена оптимизация каркаса с использованием двух критериев: минимальных массы и прогиба.

Для определения значений критериев выполнены расчеты напряженно-деформированных состояний каркасов крыла при соответствующих каждому материалу распределенных погонных нагрузках, действующих на стенки лонжеронов. Проанализировано шестнадцать вариантов каркасов крыла с дискретно варьируемыми параметрами толщины лонжеронов. Для каждого варианта толщины рассматривалась одинаковая модель ориентации укладки композитных слоев $[+45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$.

Расчетные значения массы каркаса и максимального прогиба для трех материалов приведены в табл. 2, где $t_{п.л}$ и $t_{з.л}$ — толщины переднего и заднего лонжеронов; t_n — толщина нервюра; δ_k — максимальный прогиб каркаса (максимальное перемещение вдоль оси Y (см. рис. 1), реализуемое на концевой нервюре крыла); G_k — масса каркаса. Здесь и далее значения таблиц, выделенные жирным шрифтом, соответствуют оптимальному варианту.

Оптимальную толщину силовых элементов каркаса крыла определяли на плоскости критериев *минимальный прогиб — минимальная мас-*

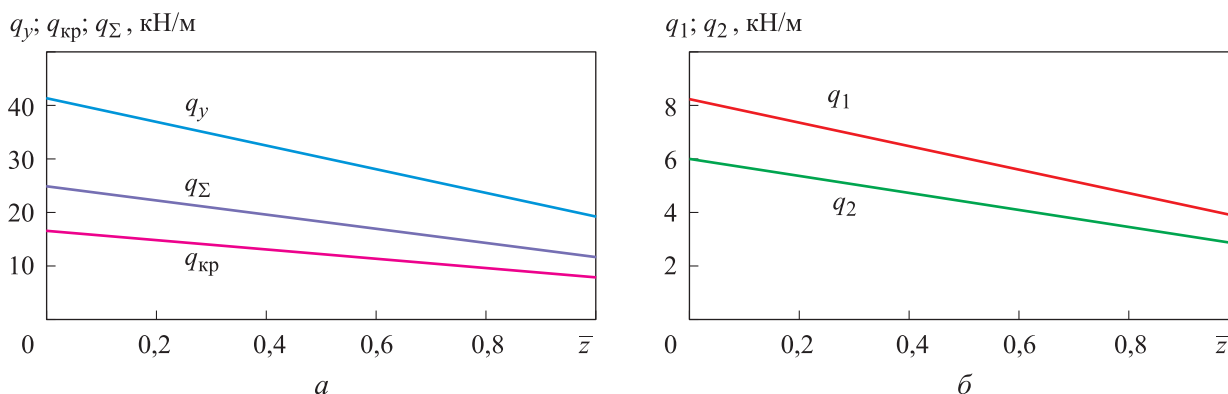


Рис. 3. Распределения погонных нагрузок, действующих на крыло q_y , $q_{кр}$, q_{Σ} (а) и лонжероны q_1 , q_2 (б), вдоль безразмерной координаты \bar{z}

Таблица 2

Расчетные значения максимального прогиба и массы каркаса для трех материалов

Номер варианта	Геометрические параметры силовых элементов крыла, мм			Углепластик (Carbon-epoxy T300/N5208)		Стеклопластик (E-Glass)		Алюминиевый сплав 7050	
	$t_{пл}$	$t_{зл}$	t_n	δ_k , мм	G_k , кг	δ_k , мм	G_k , кг	δ_k , мм	G_k , кг
1	2	2	2	118,8	9,70	368,9	12,10	115,00	16,9
2	2	3	2	69,6	10,40	216,1	13,00	67,30	18,1
3	2	4	2	56,5	11,10	175,5	13,90	55,10	19,4
4	2	5	2	59,4	11,80	184,4	14,70	58,00	20,6
5	3	2	2	126,7	10,60	393,6	13,30	122,80	18,6
6	3	3	2	78,9	11,30	244,8	14,20	76,30	19,8
7	3	4	2	54,5	12,10	169,0	15,10	52,60	21,1
8	3	5	2	39,9	12,80	123,7	15,90	38,50	22,3
9	4	2	2	127,7	11,60	396,6	14,50	123,90	20,3
10	4	3	2	82,2	12,30	255,3	15,40	79,60	21,5
11	4	4	2	58,6	13,00	181,8	16,30	56,60	22,7
12	4	5	2	44,2	13,72	137,1	17,15	42,65	24,0
13	5	2	2	124,5	12,57	386,4	15,71	120,90	22,0
14	5	3	2	82,5	13,27	256,2	16,59	79,99	23,2
15	5	4	2	60,1	13,98	186,6	17,47	58,18	24,4
16	5	5	2	46,5	14,69	143,4	18,36	44,67	25,7

са с использованием дополнительного критерия — безразмерного расстояния до идеального центра (ИЦ)

$$R^i = \sqrt{\frac{(\delta_k^i - \delta_k^0)^2}{(\delta_k^0)^2} + \frac{(G_k^i - G_k^0)^2}{(G_k^0)^2}} \rightarrow \min,$$

где δ_k^i , δ_k^0 и G_k^i , G_k^0 — прогибы и массы рассмотренных вариантов и ИЦ соответственно, $i = 1, 2, 3$.

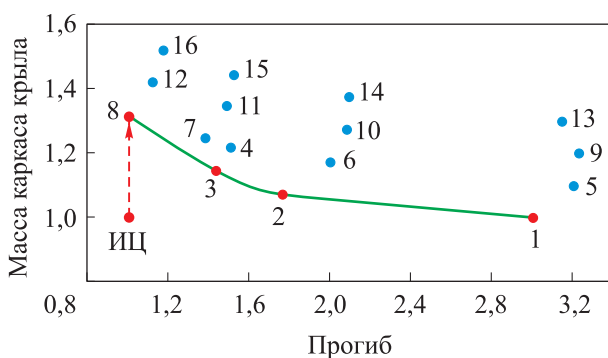


Рис. 4. Альтернативные варианты соотношения толщин силовых элементов каркаса крыла из углепластика

В качестве примера на рис. 4 в виде точек с безразмерными координатами на плоскости критериев приведены альтернативные варианты сочетаний толщин силовых элементов каркаса из углепластика. Множество Парето недоминируемых альтернатив включает в себя пять вариантов с номерами 1, 2, 3, 8 и 12.

В качестве оптимального по критерию ИЦ определен вариант № 8 с толщинами переднего лонжерона 3 мм, заднего лонжерона 5 мм и нервюры 2 мм. Этот же вариант каркаса был оптимальным для стеклопластика и алюминиевого сплава.

То, что полученный результат оказался независимым от материала, объясняется тем, что вариант № 8 имеет наилучшее из рассмотренных альтернатив соотношение толщин переднего и заднего лонжеронов, которое обеспечивает наименьшую разность их прогибов и тем самым минимизирует кручение каркаса вокруг продольной оси крыла.

Выбор оптимальной ориентации композитных слоев каркаса крыла. При выборе оптимальной ориентации однонаправленных

Таблица 3

Расчетные значения прогиба для разных ориентаций композитных слоев лонжеронов и нервюр

Номер варианта	Структура ламината		Прогиб, мм	
	лонжеронов	нервюр	УП	СП
1	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	39,87	122,79
2	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	[90°, 0°, 90°]	39,90	122,87
3	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	39,84	122,75
4	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	[0°]	39,93	122,93
5	[90°, 0°, 90°]	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	30,59	102,65
6	[90°, 0°, 90°]	[90°, 0°, 90°]	30,62	102,68
7	[90°, 0°, 90°]	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	30,56	102,61
8	[90°, 0°, 90°]	[0°]	30,64	102,72
9	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	27,76	93,95
10	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	[90°, 0°, 90°]	27,81	93,99
11	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	27,73	93,92
12	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	[0°]	27,86	94,08
13	[0°]	[+45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°]	16,58	65,10
14	[0°]	[90°, 0°, 90°]	16,62	65,14
15	[0°]	[+45°, -45°, 0°, -45°, +45°]	16,56	65,07
16	[0°]	[0°]	16,66	65,17

композитных слоев каркаса рассмотрены 16 вариантов слоистых структур для каждого из выбранных композитных материалов: углепластика и стеклопластика.

Так как варьирование параметра ориентации слоев не влияет на массу крыла, выбор оптимальных структур проведен с использованием критерия минимального прогиба каркаса. Расчетные значения прогиба приведены в табл. 3. Здесь и далее УП — углепластик, СП — стеклопластик. Анализ полученных результатов показал, что значения прогиба существенно зависят от ориентации слоев.

По критерию минимального прогиба установлены следующие оптимальные слоистые структуры: однородная ориентация слоев [0°] для лонжеронов и ориентация слоев [+45°, -45°, 0°, -45°, +45°] для нервюр.

Выбор толщины обшивки. Оптимизация толщины обшивки проведена с использованием двух критериев: минимальных прогиба и массы. При формировании альтернативных вариантов рассмотрены дискретные значения толщины, изменявшиеся с шагом 1 мм в диапазоне 2...5 мм. Таким образом, исследованы

Таблица 4

Расчетные значения прогиба и массы крыла, полученные при определении оптимальной толщины обшивки

Номер варианта	Толщина обшивки, мм	Углепластик (Carbon-epoxy T300/N5208)		Стеклопластик (E-Glass)		Алюминиевый сплав 7050	
		Прогиб, мм	Масса, кг	Прогиб, мм	Масса, кг	Прогиб, мм	Масса, кг
1	2	85,2	58,3	286,4	72,91	162,4	98,4
2	3	56,6	81,1	191,3	101,4	110,2	136,9
3	4	43,5	103,9	145,8	129,9	83,48	175,4
4	5	35,5	126,7	118,1	158,4	67,28	213,8

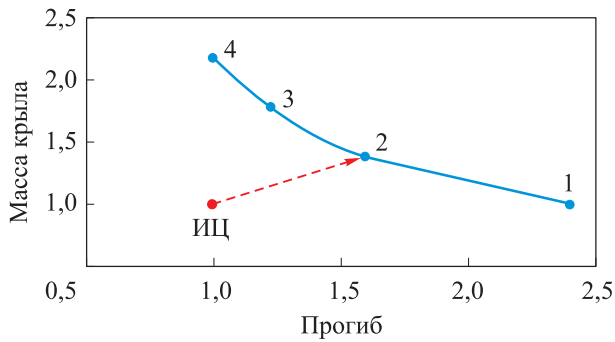


Рис. 5. Альтернативные варианты толщин обшивки крыла для углепластика

четыре значения этого конструктивного параметра.

Расчетные значения прогиба и массы крыла, полученные при определении оптимальной толщины обшивки, приведены в табл. 4. Оптимальным оказался вариант № 2.

Альтернативные варианты, соответствующие рассмотренным значениям толщины обшивки, приведены на рис. 5 в виде точек на плоскости критериев *масса — прогиб*. Оптимальная толщина для трех рассмотренных материалов, определенная с помощью критерия ИЦ, составила 3 мм.

Выбор ориентации композитных слоев обшивки. Оптимальную схему укладки слоев для обшивки крыла из углепластика и стеклопластика определяли при рассмотрении четырех видов ориентации. Анализ расчетных значений прогиба, приведенных в табл. 5, показал, что оптимальным по критерию минимального прогиба является вариант № 1, соответствующий однонаправленному расположению слоев ($[0^\circ]$).

Выбор материалов для конструктивных элементов крыла. При выборе материалов крыла

Таблица 5

Расчетные значения прогиба, полученные для определения оптимальной ориентации композитных слоев обшивки

Номер варианта	Структура ламината обшивки крыла	Прогиб, мм	
		УП	СП
1	$[0^\circ]$	56,6	191,3
2	$[+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$	77,0	259,0
3	$[90^\circ, 0^\circ, 90^\circ]$	91,6	289,2
4	$[+45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$	109,3	338,7

использованы два критерия: минимальные масса и стоимость. В авиационных конструкциях масса и стоимость материала не являются равнозначными критериями, поэтому разработчики готовы увеличивать стоимость конструкции, если это сопровождается уменьшением ее массы.

Коэффициент замещения λ определяется из выражения

$$\Delta C = \lambda \Delta W,$$

где ΔC — увеличение стоимости ($\Delta C > 0$); ΔW — уменьшение массы ($\Delta W < 0$).

Опираясь на принятую в авиационной индустрии практику [16], будем считать, что

$$\lambda = -500 \text{ долл. США/кг.}$$

Используя это значение коэффициента замещения, проведем свертку критериев стоимости и массы конструкции, выбирая в качестве критерия оптимизации целевую функцию

$$C + |\Delta C / \Delta W| \Delta W \rightarrow \min$$

или

$$C + 500W \rightarrow \min. \quad (1)$$

Выделяя из общей стоимости конструкции стоимость материала, которая на данном этапе анализа является варьируемой величиной, в качестве критерия стоимости будем рассматривать стоимость используемых в конструкции материалов.

Расчетные значения критериев массы и стоимости для 27 возможных вариантов распределения трех материалов в элементах конструкции крыла — обшивки, лонжеронов и нервюр — приведены в табл. 6, где АЛ — алюминиевый сплав.

Каждой из 27 альтернатив соответствует точка с координатами (C, W) на плоскости критериев (рис. 6). Прямыми синими линиями на этом рисунке показаны линии безразличия, соответствующие критерию (1), а красной линией обозначен предельный уровень полезности. Точки, лежащие на этих линиях, соответствуют альтернативам, эквивалентным выбранному коэффициенту замещения.

Учитывая направление предельного уровня полезности, в качестве оптимального выбран вариант № 1, в котором все конструктивные элементы крыла выполнены из углепластика.

Таблица 6

Расчетные значения массы крыла и стоимости для различных сочетаний материалов

Номер варианта	Материал			Масса крыла, кг	Стоимость материала, долл. США
	обшивки	лонжеронов	нервюр		
1	УП	УП	УП	81,12	8518
2	УП	УП	СП	82,70	8052
3	УП	УП	АЛ	85,47	7913
4	УП	СП	УП	82,72	8044
5	УП	АЛ	УП	85,53	7903
6	УП	СП	СП	84,30	7578
7	УП	АЛ	АЛ	89,88	7298
8	УП	СП	АЛ	87,07	7439
9	УП	АЛ	СП	87,11	7437
10	СП	УП	УП	98,21	3476
11	СП	СП	СП	101,39	2536
12	СП	СП	УП	99,81	3002
13	СП	СП	АЛ	104,16	2397
14	СП	АЛ	СП	104,20	2395
15	СП	УП	СП	99,79	3010
16	СП	АЛ	АЛ	106,97	2256
17	СП	УП	АЛ	102,56	2871
18	СП	АЛ	УП	102,62	2861
19	АЛ	УП	УП	128,13	1974
20	АЛ	СП	СП	131,31	1034
21	АЛ	АЛ	АЛ	136,89	754
22	АЛ	АЛ	УП	132,54	1359
23	АЛ	АЛ	СП	134,12	893
24	АЛ	УП	АЛ	132,48	1369
25	АЛ	СП	АЛ	134,08	895
26	АЛ	СП	УП	129,73	1500
27	АЛ	УП	СП	129,71	1508

Поверочный расчет оптимального композитного крыла. В качестве поверочного выполнен расчет прочности и устойчивости крыла при действии результирующего давления. За расчетное результирующее давление выбрано $p_{\Sigma} = 0,0119$ МПа, что соответствовало принятым аэродинамическим нагрузкам, массовым характеристикам самолета и коэффициентам безопасности. Поверочный расчет проводили с использованием геометрически нелинейной

модели, в которой учитывались большие деформации.

В процессе пошагового нагружения, при котором давление изменяли от 0 до уровня, соответствующего предельному состоянию упругого равновесия конструкции, определяли соответствующее этому состоянию критическое давление p_{\max} , а также напряженное состояние крыла.

Полученная при расчете нелинейная зависимость прогиба крыла от нагрузки приведена

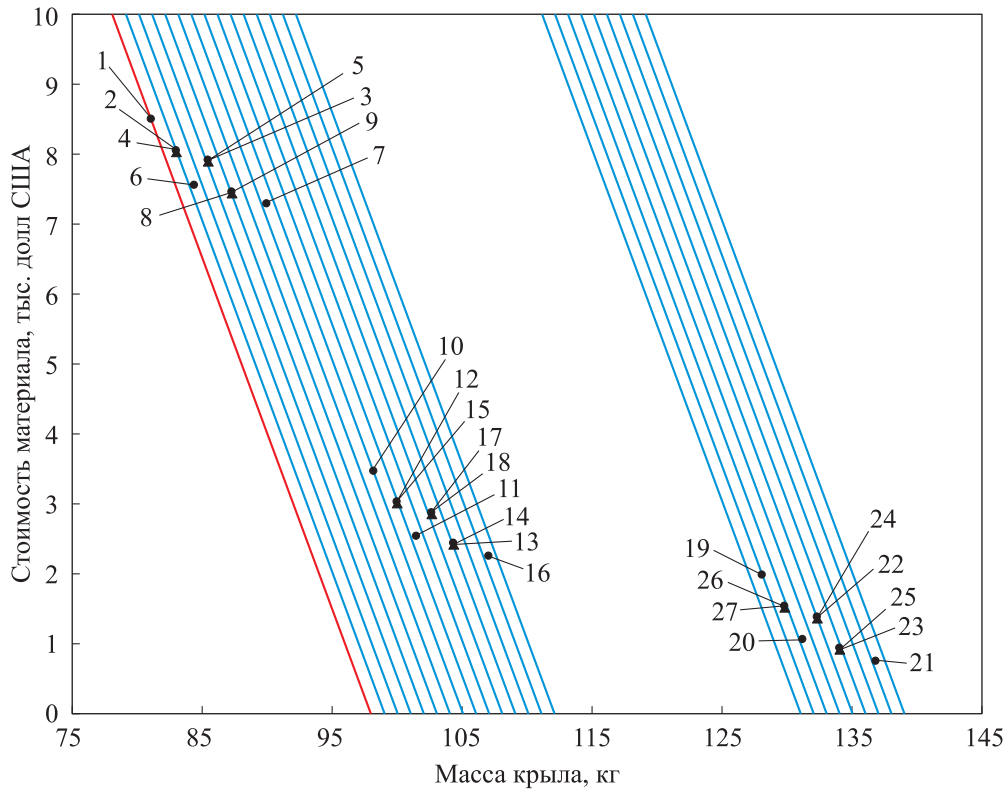


Рис. 6. Альтернативные варианты сочетаний материалов для конструктивных элементов крыла

на рис. 7. Анализ этого результата показал, что крыло сохраняет состояние упругого равновесия до давления $p_{\max} = 0,0167$ МПа. Деформированное состояние (перемещения) оптимального крыла из углепластика при максимальной нагрузке ($p_{\max} = 0,0167$ МПа) показано на рис. 8.

Коэффициент запаса устойчивости оптимальной конструкции крыла

$$k_{\text{уст}} = \frac{p_{\max}}{p_{\Sigma}} = \frac{0,0167}{0,0119} = 1,4.$$

В момент достижения давлением критического уровня максимальное значение растягивающих напряжений, действующих вдоль направления армирования, реализовалось в корневой зоне каркаса (рис. 9) и составило $\sigma_{1\max} = 910$ МПа.

В результате поверочного расчета коэффициент запаса прочности оптимальной конструкции крыла

$$n = \frac{\sigma_{1r}}{\sigma_{1\max}} = \frac{1500}{910} = 1,65.$$

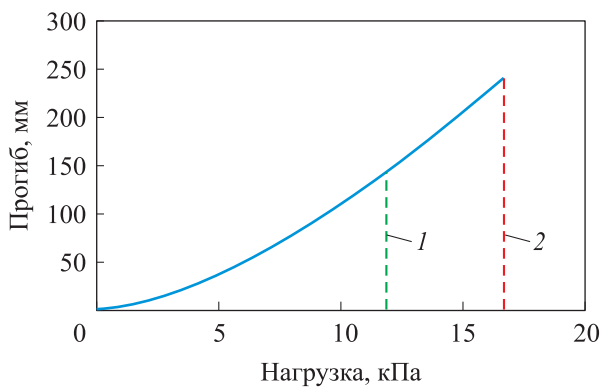


Рис. 7. Зависимость прогиба крыла от нагрузки: 1 и 2 — действующая и максимальная нагрузка

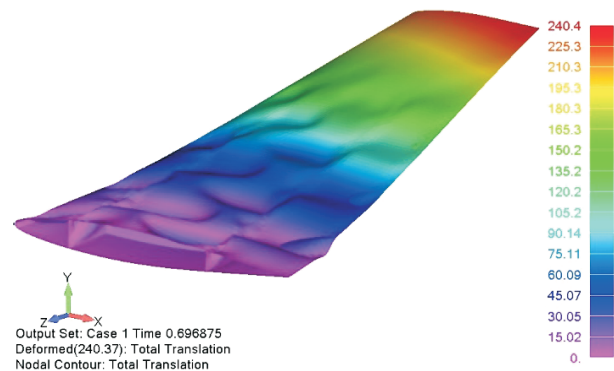


Рис. 8. Деформированное состояние (перемещения, мм) оптимального крыла из углепластика при максимальной нагрузке

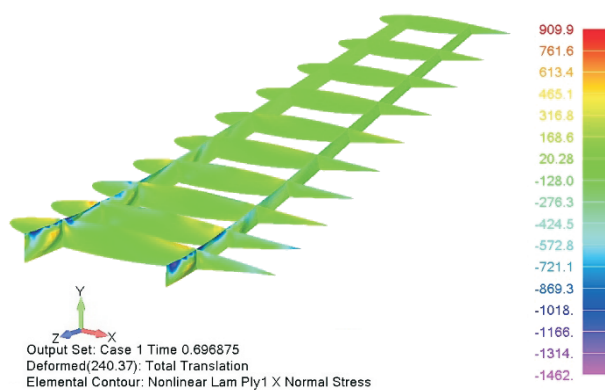


Рис. 9. Распределение напряжений, МПа, действующих в направлении армирования каркаса из углепластика, при максимальной нагрузке

Выводы

1. Предложен подход к выбору оптимальной конструкции крыла, основанный на поэтапной многокритериальной оптимизации с использованием в качестве оптимизационных параметров геометрических и структурных характеристик, а также вида материалов для основных элементов конструкции.

2. Определена оптимальная конструкция двухлонжеронного крыла легкого учебно-тренировочного самолета.

3. Проведены поверочные расчеты оптимального крыла, подтверждающие требования, предъявляемые к его прочности и устойчивости.

Литература

- [1] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, pp. 1–7, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [2] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоэлемента космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1(17), с. 38–43.
- [3] Tatarnikov O., Gaigarova M. Three-level design of composite structures. *Proc. 2nd Int. Conf. АСМТАА*, 2012, pp. 108–112.
- [4] 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.*, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 2016, с. 319–322.
- [5] Зиченков М.Ч., Кондаков И.И., Шаныгин А.Н. Новый подход к созданию легких и надежных силовых композитных авиаконструкций. *Научный Вестник МГТУ ГА*, 2016, т. 19, № 6, с. 127–136, doi: 10.26467/2079-0619-2016-19-6-127-136
- [6] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005. 406 с.
- [7] Peeters D., Abdallay M. Design guide lines in non-conventional composite laminate optimization. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 54, no. 4, pp. 1454–1464.
- [8] Nisha M.K., Amrutha P.K., Bia J., Treesa R.B., Dr. Alice M. Ply orientation of carbon fiber reinforced aircraft wing – a parametric study. *International Journal of Engineering Research and Applications*, 2014, vol. 4, no. 5(ver. 2), pp. 53–55.
- [9] Liu Q., Jrad Moscow, Mulani S.B., et al. Integrated global wing and local panel optimization of aircraft wing. *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Struct., Struct. Dyn. Mater. Conf.*, 2015, AIAA Paper no. 2015–0137, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-0137>
- [10] 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.
- [11] Stanford B., Dunning P. Optimal topology of aircraft rib and spar structures under aeroelastic loads. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 4, pp. 1298–1311, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C032913>
- [12] Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2015, т. 46, № 2, с. 63–79.
- [13] 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(681), с. 106–116, doi: 10.18698/0536-1044-2016-12-106-116
- [14] Bai C., Mingqiang L., Zhong S., Zhe W., Yiming M., Lei F. Wing weight estimation considering constraints of structural strength and stiffness in aircraft conceptual design. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014, vol. 15, no. 4, pp. 383–395, doi: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2014.15.4.383>
- [15] Wang Y., Ouyang X., Yin H., Yu X. Structural-optimization strategy for composite wing based on equivalent finite element model. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C033469>
- [16] Kelly D., Wang K. A guided tradeoff for cost and weight for generating optimal conceptual designs. *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2003, AIAA Paper no. 2003-1500, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-1500>

References

- [1] Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, pp. 1–7, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [2] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. Optimal design of the suborbital reusable spacecraft wing made of polymer composite. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2013, no. 1(17), pp. 38–43 (in Russ.).
- [3] Tatarnikov O., Gaigarova M. Three-level design of composite structures. *Proc. 2nd Int. Conf. ACMTAA*, 2012, pp. 108–112.
- [4] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Design technique for geometric layout of polymer composite wing. *Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Sb. tez. dokl. Vseros. nauch.-tekhn. konf.* [Mechanics and Mathematical Modelling in Technics. Abs. Russ. Sci.-Tech. Conf.]. Moscow, Bauman Press, 2016, pp. 319–322 (in Russ.).
- [5] Zichenkov M.Ch., Kondakov I.I., Shanygin A.N. Novel approach to design of lightweight and reliable composite primary aircraft structures. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, 2016, vol. 19, no. 6, pp. 127–136 (in Russ.).
- [6] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2005.
- [7] Peeters D., Abdallay M. Design guide lines in non-conventional composite laminate optimization. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 54, no. 4, pp. 1454–1464, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C034087>
- [8] Nisha M.K., Amrutha P.K., Bia J., Treesa R.B., Dr. Alice M. Ply orientation of carbon fiber reinforced aircraft wing – a parametric study. *International Journal of Engineering Research and Applications*, 2014, vol. 4, no. 5(ver. 2), pp. 53–55.
- [9] Liu Q., Jrad Moscow, Mulani S.B., et al. Integrated global wing and local panel optimization of aircraft wing. *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Struct., Struct. Dyn. Mater. Conf.*, 2015, AIAA Paper no. 2015-0137, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-0137>
- [10] Khong F.N., Biryuk V.I. Study on optimization of aircraft structural layout with upswept composite wing. *Trudy MFTI*, 2014, vol. 6, no. 2, pp. 133–141 (in Russ.).
- [11] Stanford B., Dunning P. Optimal topology of aircraft rib and spar structures under aeroelastic loads. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 4, pp. 1298–1311, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C032913>
- [12] Kasumov E.V. Method of determination of rational design parameters using the finite-element method. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 2, pp. 63–79 (in Russ.).
- [13] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part II. Design of the load bearing structure. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2016, no. 12, pp. 106–116, doi: 10.18698/0536-1044-2016-12-106-116
- [14] Bai C., Mingqiang L., Zhong S., Zhe W., Yiming M., Lei F. Wing weight estimation considering constraints of structural strength and stiffness in aircraft conceptual design. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2014, vol. 15, no. 4, pp. 383–395, doi: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2014.15.4.383>

- [15] Wang Y., Ouyang X., Yin H., Yu X. Structural-optimization strategy for composite wing based on equivalent finite element model. *Journal of Aircraft*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 351–359, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C033469>
- [16] Kelly D., Wang K. A guided tradeoff for cost and weight for generating optimal conceptual designs. *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2003, AIAA Paper no. 2003-1500, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-1500>

Статья поступила в редакцию 13.01.2021

Информация об авторах

ТАТАРНИКОВ Олег Вениаминович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана; заведующий кафедрой «Высшей математики». Российский экономический университет им. Г.В. Плеханова (117997, Москва, Российская Федерация, Стремянный переулок, д. 36, e-mail: tatarnikov.ov@rea.ru).

ПХУ Вэй Аунг — 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: thzr093@gmail.com).

НАЙНГ Лин Аунг — 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: nainglinaung.cm13@gmail.com).

Information about the authors

TATARNIKOV Oleg Veniaminovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University. Head of the Advanced Mathematics Department. Plekhanov Russian University of Economics (11799736, Moscow, Russian Federation, Stremyannyu Lane, Bldg. 36, e-mail: tatarnikov.ov@rea.ru).

PHYU Wai Aung — Postgraduate Student, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: thzr093@gmail.com).

NAING Lin Aung — Postgraduate Student, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: nainglinaung.cm13@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Татарников О.В., Пху В.А., Найнг Л.А. Многокритериальная оптимизация двухлонжеронного композитного крыла легкого самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 5, с. 76–87, doi: [10.18698/0536-1044-2021-5-76-87](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-5-76-87)

Please cite this article in English as:

Tatarnikov O.V., Phyu W.A., Naing L.A. Multi-Criteria Optimization of a Two-Spar Composite Wing for a Light Aircraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 5, pp. 76–87, doi: [10.18698/0536-1044-2021-5-76-87](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-5-76-87)