

УДК 629.7.022

doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99

Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла

О.В. Татарников^{1,2}, Вэй Аунг Пху¹, Лин Аунг Найнг¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова

Selection of the Optimal Structural Design of a Spar Composite Wing

O.V. Tatarnikov^{1,2}, Wai Aung Phyo¹, Lin Aung Naing¹

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Plekhanov Russian University of Economics

Предложен подход к оптимизации лонжеронной конструкции композитного крыла самолета. Рассмотрены конструкции с двумя и тремя лонжеронами. Оптимальная структура силового каркаса крыла определена с использованием трех критериев: минимального прогиба, максимального коэффициента запаса прочности и минимальной массы. В качестве параметров оптимизации рассмотрены положения силовых элементов каркаса — лонжеронов и нервюр. Все расчеты, необходимые для выбора оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла, проведены с помощью нелинейного статического конечно-элементного анализа в программном комплексе FEMAP с NX Nastran.

Ключевые слова: оптимизация крыла, композитное крыло, каркас крыла, шаг нервюр, напряженно-деформированное состояние, геометрически нелинейная модель

This paper describes a method for optimizing the design of a spar-type composite aircraft wing structure based on multi-criterion approach. Two types of composite wing structures such as two-spar and three-spar ones were considered. The optimal design of a wing frame was determined by the Pareto method basing on three criteria: minimal weight, minimal wing deflection, maximal safety factor and minimal weight. Positions of wing frame parts, i.e. spars and ribs, were considered as optimization parameters. As a result, an optimal design of a composite spar-type wing was proposed. All the calculations necessary to select the optimal structural and design of the spar composite wing were performed using nonlinear static finite element analysis in the FEMAP with NX Nastran software package.

Keywords: wing optimization, composite wing, wing frame, ribs step, stress-strain state, geometrically nonlinear model

Основными техническими требованиями, предъявляемыми к крылу самолета, являются требования по прочности, жесткости и массе. Как правило, при постановке задачи оптимизации крыла одно из этих требований (например, по массе) рассматривают в качестве критерия, а два других как ограничения. В этих случаях задача оптимизации является однокритериальной.

Такой подход реализован во многих публикациях, в частности в [1–6]. В работе [7] применен способ, основанный на двухкритериальной оптимизации двухлонжеронного композитного крыла. Критериями являлись минимальные масса и прогиб крыла. В результате исследований определены оптимальные ориентации и толщины композитных слоев

силовых элементов при фиксированном положении лонжеронов.

Цель работы — выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла лонжеронного типа с использованием трех независимых критериев: минимальных массы и прогиба, максимального коэффициента запаса устойчивости.

Как и в работе [7], объектом исследования являлось крыло легкого тренировочного самолета К-8, все конструктивные элементы которого выполнены из углепластика Т300/Н5208.

**Механические характеристики
монослоя углепластика Т300/Н5208**

Модуль упругости, ГПа:

вдоль волокна E_{11}	181,0
поперек волокна E_{22}	10,3

Модуль сдвига G_{12} , ГПа

7,17

Предел прочности вдоль направления армирования, МПа:

при растяжении σ_{1t}	1500
при сжатии σ_{1c}	1500

Коэффициент Пуассона ν_{12}

0,28

Плотность ρ , кг/м³

1600

Рассмотрены двух- и трехлонжеронная схемы каркаса крыла (рис. 1, а и б). Суммарная толщина лонжеронов и толщины нервюры и обшивки для обеих схем приняты одинаковыми. В качестве параметров оптимизации использованы координаты положения лонжеронов вдоль хорды крыла и расстояние между нервюрами.

Расчеты напряженно-деформированного состояния крыла проведены с использованием геометрически нелинейной конечно-элементной модели в программном комплексе FEMAP с NX NASTRAN. При построении расчетных моделей характерный размер конечных

элементов (КЭ) для каждого случая определялся в результате предварительных расчетов с последовательным уменьшением характерного размера КЭ [8].

Критерием выбора характерного размера КЭ служила относительная погрешность вычислений по перемещениям, обеспечивающая погрешность расчетной модели менее 1 %. В качестве условий сопряжения лонжеронов, нервюры и обшивки крыла принято условие непрерывности перемещений в узлах сетки КЭ.

Варианты компоновки каркаса крыла. При выборе оптимальной компоновки каркаса крыла, определяемой расположением лонжеронов и нервюры, предполагалось, что положение лонжеронов и расстояние между нервюрами изменяются дискретно [9–13].

В двухлонжеронном крыле рассмотрены варианты расположения переднего лонжерона на расстоянии 10, 15 и 20 % хорды крыла от его кромки (далее хорда), заднего — на расстоянии 60, 65 и 70 % хорды. Для трехлонжеронного крыла исследовали случаи расположения переднего лонжерона на расстоянии 10, 15 и 20 % хорды, среднего — 40, 45 и 50 % хорды, заднего — 60, 65 и 70 % хорды.

Выбраны три расстояния между нервюрами (шаг нервюры): 300, 350 и 400 мм. Для двухлонжеронного крыла общее количество вариантов расположения силовых элементов составило 27, для трехлонжеронного — 81.

Постановка многокритериальной задачи оптимизации крыла. Задача оптимизации композитного крыла решена в два этапа. На первом этапе определены оптимальные компоновки для двух- и трехлонжеронной конфигураций

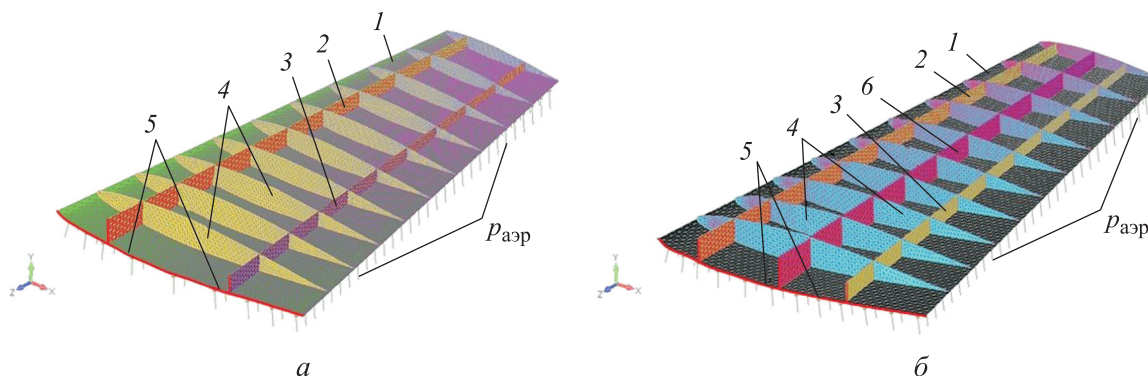


Рис. 1. Двух- (а) и трехлонжеронная (б) расчетные модели крыла:
1 — обшивка; 2, 3 и 6 — передний, задний и средний лонжероны; 4 — нервюры; 5 — заделка;
 $p_{аэр}$ — аэродинамическое давление

крыла с варьированием координат положения лонжеронов и шага нервюр. В качестве критериев оптимизации использованы минимальные масса и прогиб крыла и максимальный коэффициент запаса устойчивости при действии аэродинамической нагрузки. Эти критерии приняты независимыми.

Координаты положения лонжеронов и расстояние между нервюрами рассмотрены как параметры оптимизации. Оптимальные для каждой конфигурации варианты крыла выбраны из множества недоминируемых альтернатив с использованием дополнительного критерия идеального центра (ИЦ) — гипотетической точки в пространстве критериев, соответствующей минимальным массе и прогибу и максимальному коэффициенту запаса устойчивости.

Расстояние между вариантами крыла и ИЦ в трехмерном пространстве альтернатив определено в безразмерных единицах:

$$R^i = \sqrt{\frac{(\delta_w^i - \delta_w^0)^2}{(\delta_w^0)^2} + \frac{(G_w^i - G_w^0)^2}{(G_w^0)^2} + \frac{(k^i - k^0)^2}{(k^0)^2}},$$

где R^i — безразмерное расстояние между i -м вариантом и ИЦ; δ_w^i и δ_w^0 — прогибы крыла для i -го варианта и ИЦ; G_w^i и G_w^0 — масса крыла i -го варианта и ИЦ; k^i и k^0 — коэффициент запаса устойчивости i -го варианта и ИЦ.

На втором этапе выбран оптимальный вариант конструкции из двух рассматриваемых конструктивно-силовых схем.

Результаты и их обсуждение. Расчетная нагрузка, действующая на крыло. Для определения нагрузок приняты следующие исходные данные легкого самолета К-8: взлетная масса $G_0 = 4330$ кг; масса крыла $G_w = 606,2$ кг; коэффициент безопасности $f = 1,5$; коэффициент максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{\max} = 7,8$.

При рассмотрении полной модели крыла, включавшей в себя каркас и обшивку, нагрузка задавалась в виде давления, равномерно распределенного по поверхности нижней обшивки. Для расчета давления использованы следующие соотношения [14]:

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

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

$$q_{\Sigma} = q_y - q_{кр};$$

$$p_{\Sigma} = \frac{q_{\Sigma}}{b(z)},$$

где q_y — распределенная подъемная нагрузка; g — ускорение свободного падения; $b(z)$ — переменная хорда крыла (ось z направлена вдоль крыла); S — площадь крыла; $q_{кр}$ — распределенная массовая нагрузка; p_{Σ} — результирующее распределенное давление, действующее на крыло (расчетное давление); q_{Σ} — результирующая аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло.

С помощью этих соотношений определено расчетное давление, действующее на нижнюю обшивку крыла: $p_{\Sigma} = 12$ кПа. Предполагалось, что в корневом сечении крыло фиксировано.

Оптимизация двух- и трехлонжеронной схем крыла. Геометрические параметры силовых элементов, а также углы укладки композитных слоев двухлонжеронного крыла задавались следующими оптимальными величинами, определенными в работе [7]: толщина обшивки и нервюр — 3 и 2 мм соответственно; толщина переднего и заднего лонжерона — 4 и 5 мм соответственно; углы укладки композитных слоев обшивки и лонжеронов — $[0^\circ]$, нервюр — $[+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$.

Геометрические и структурные параметры трехлонжеронного крыла выбирали аналогично, но с условием, чтобы суммарная толщина лонжеронов была одинаковой для обеих схем крыла: толщина переднего, среднего и заднего лонжерона — 2, 4 и 3 мм соответственно.

В целях сокращения количества вычислений, связанных с определением коэффициента запаса устойчивости для каждого из вариантов двух- и трехлонжеронной схем крыла проведен их предварительный отсев путем определения для каждой конфигурации парето-оптимального множества относительно двух критериев: минимальных прогиба и массы. Расчетные значения массы и прогиба для рассмотренных вариантов двух- и трехлонжеронной конфигураций крыла приведены в табл. 1 и 2.

На плоскости критериев масса — прогиб (рис. 2, а, б) точками показаны варианты конфигураций двух- и трехлонжеронного крыла, парето-оптимальные варианты для наглядности выделены ломаными линиями. Для двухлонжеронного крыла множество Парето содержало семь альтернатив с номерами 8, 9, 19, 22, 25, 26 и 27, для трехлонжеронного — шесть альтернатив с номерами 27, 45, 54, 77, 78 и 81.

Таблица 1

Расчетные значения массы и прогиба двухлонжеронного крыла

Номер варианта	Положение лонжерона, % хорды		Шаг нервюр, мм	Прогиб, мм	Масса, кг
	переднего	заднего			
1	10	60	300	55,04	83,79
2	10	65	300	56,06	83,32
3	10	70	300	57,73	82,79
4	10	60	350	55,11	83,05
5	10	65	350	56,08	82,58
6	10	70	350	57,77	82,05
7	10	60	400	55,72	81,90
8	10	65	400	56,49	81,44
9	10	70	400	57,98	80,90
10	15	60	300	54,31	84,34
11	15	65	300	55,08	83,87
12	15	70	300	56,55	83,34
13	15	60	350	54,32	83,60
14	15	65	350	55,11	83,13
15	15	70	350	56,59	82,60
16	15	60	400	54,86	82,46
17	15	65	400	55,43	81,99
18	15	70	400	56,73	81,45
19	20	60	300	53,38	84,74
20	20	65	300	53,98	84,28
21	20	70	300	55,15	83,74
22	20	60	350	53,39	84,00
23	20	65	350	53,99	83,54
24	20	70	350	55,24	83,00
25	20	60	400	53,92	82,86
26	20	65	400	54,31	82,39
27	20	70	400	55,37	81,86

Таблица 2

Расчетные значения массы и прогиба трехлонжеронного крыла

Номер варианта	Положение лонжерона, % хорды			Шаг нервюр, мм	Прогиб, мм	Масса, кг
	переднего	среднего	заднего			
1	10	40	60	300	51,65	85,03
2	10	40	65	300	51,54	84,75
3	10	40	70	300	51,80	84,43
4	10	40	60	350	51,71	84,29
...

Окончание таблицы 2

Номер варианта	Положение лонжерона, % длины хорды			Шаг нервюр, мм	Прогиб, мм	Масса, кг
	переднего	среднего	заднего			
25	10	50	60	400	52,28	82,86
26	10	50	65	400	51,76	82,58
27	10	50	70	400	51,59	82,44
28	15	40	60	300	51,49	85,30
...
45	15	45	70	400	51,59	82,71
46	15	50	60	300	51,20	85,02
47	15	50	65	300	50,84	84,74
48	15	50	70	300	50,86	84,42
...
52	15	50	60	400	51,91	83,13
53	15	50	65	400	51,37	82,85
54	15	50	70	400	51,42	82,53
55	20	40	60	300	51,19	85,51
...
77	20	50	65	350	50,41	84,20
78	20	50	70	350	50,42	83,88
79	20	50	60	400	51,49	83,34
80	20	50	65	400	50,94	83,05
81	20	50	70	400	50,76	82,85

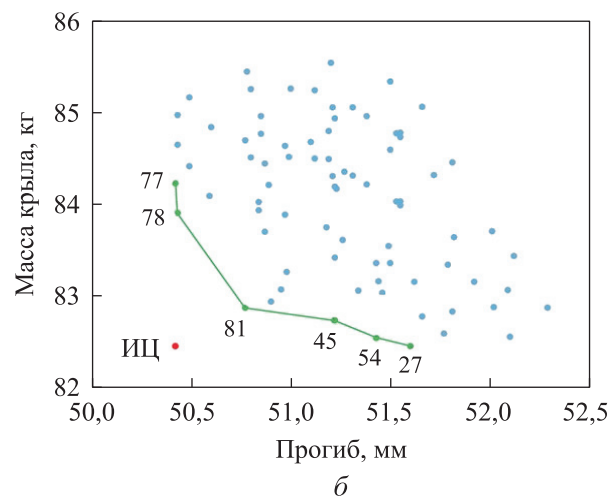
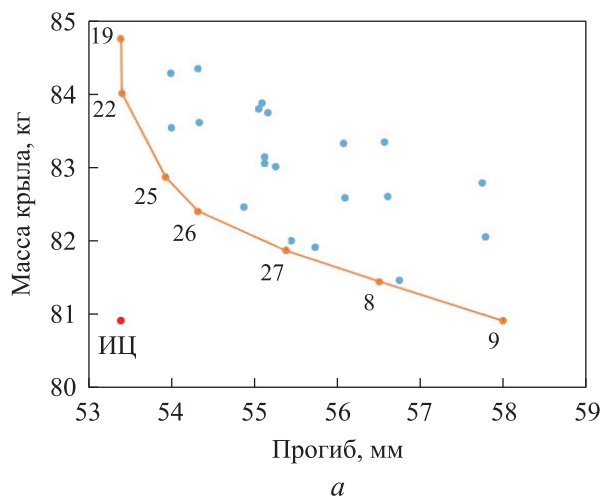


Рис. 2. Парето-оптимальные варианты для двух- (а) и трехлонжеронной (б) конфигураций крыла на плоскости критериев масса — прогиб

Далее к минимальным массе и прогибу добавили критерий максимального коэффициента запаса устойчивости. Окончательный выбор оптимальных вариантов для каждой конфигу-

рации проводили с использованием трех критериев для сокращенных множеств альтернатив. Значения этих критериев и безразмерные расстояния до ИЦ для парето-оптимальных

вариантов двух- и трехлонжеронной конфигураций крыла приведены в табл. 3.

Из табл. 3 следует, что для двухлонжеронного крыла оптимальным является вариант 22, а для трехлонжеронного — вариант 45. Для наглядности эти варианты выделены жирным шрифтом.

Таблица 3

Значения критериев и безразмерных расстояний до ИЦ для парето-оптимальных вариантов крыла

Номер варианта	Положение лонжерона, % хорды			Шаг нервюр, мм	Прогиб, мм	Масса, кг	Коэффициент запаса устойчивости	Расстояние до ИЦ
	переднего	среднего	заднего					
<i>Для двухлонжеронного крыла</i>								
8	10	–	65	400	56,49	81,44	0,63	0,65
9	10	–	70	400	57,98	80,90	0,58	0,68
19	20	–	60	300	53,38	84,74	1,38	0,23
22	20	–	60	350	53,39	84,00	1,77	0,04
25	20	–	60	400	53,92	82,86	1,43	0,19
26	20	–	65	400	54,31	82,39	0,82	0,54
27	20	–	70	400	55,37	81,86	1,45	0,18
ИЦ					53,38	80,90	1,77	0,00
<i>Для трехлонжеронного крыла</i>								
27	10	50	70	400	51,59	82,44	1,06	0,336
45	15	45	70	400	51,21	82,71	1,60	0,016
54	15	50	70	400	51,42	82,53	1,32	0,177
77	20	50	65	350	50,41	84,2	0,87	0,456
78	20	50	70	350	50,42	83,88	0,86	0,463
81	20	50	70	400	50,76	82,73	1,57	0,019
ИЦ					50,41	82,44	1,60	0,000

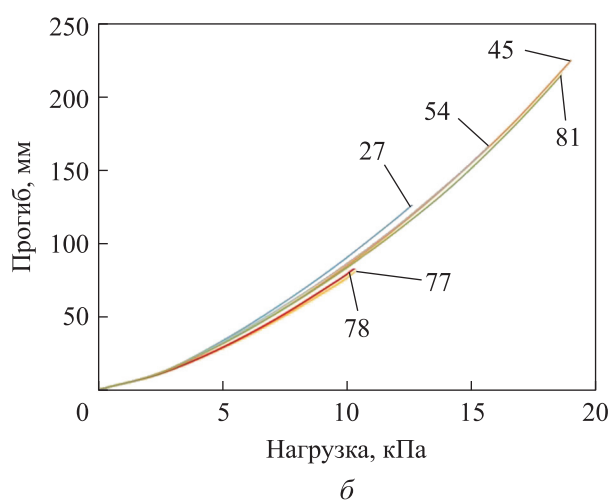
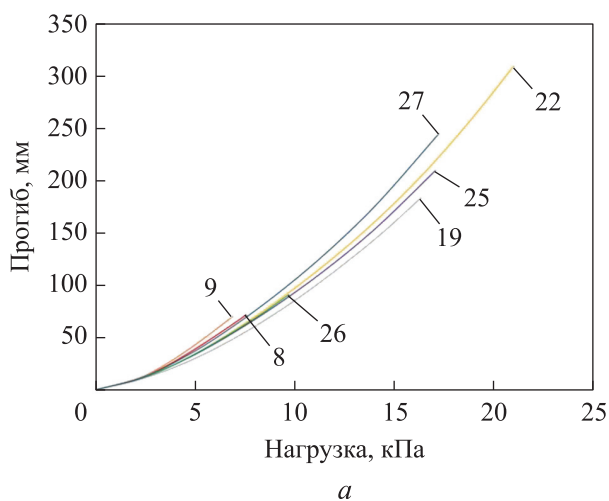


Рис. 3. Диаграммы нагрузка — прогиб для парето-оптимальных вариантов двух- (а) и трехлонжеронной (б) конфигураций крыла

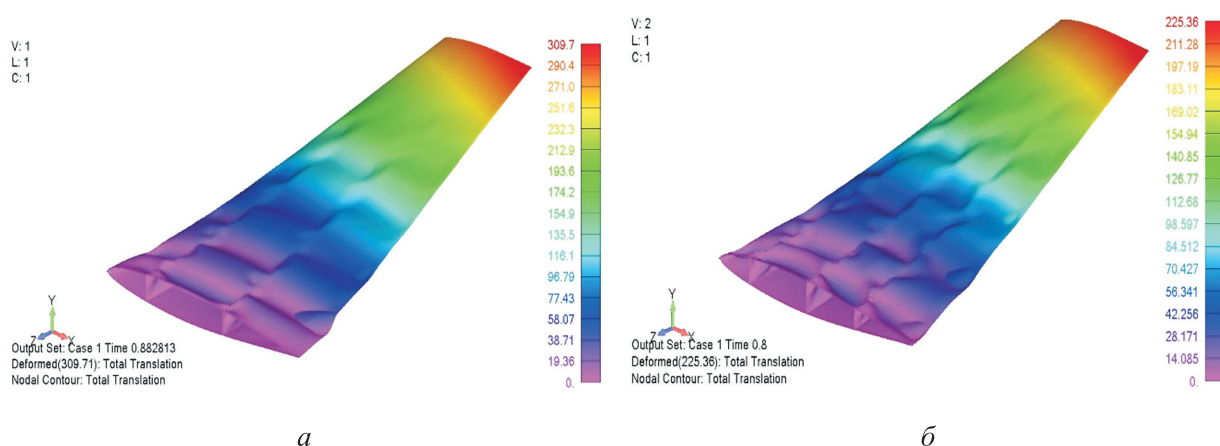


Рис. 4. Распределения упругих перемещений, мм, в оптимальных двух- (а) и трехлонжеронной (б) конфигурациях крыла при критической нагрузке

Таблица 4

Данные для выбора оптимального крыла

Номер варианта (схема крыла)	Прогиб, мм	Масса, кг	Коэффициент запаса устойчивости	Расстояние до ИЦ
22 (двухлонжеронная)	53,39	84,00	1,77	0,05
45 (трехлонжеронная)	51,21	82,71	1,60	0,10
ИЦ	51,21	82,71	1,77	0,00

нием предельного значения, выше которого нарушалось равенство между приращением упругой энергии крыла и работой нагрузки. При последующем повышении давления процесс нелинейного расчета расходился.

Результаты нелинейного анализа в виде диаграмм нагрузка — прогиб для парето-оптимальных вариантов двух- и трехлонжеронной конфигураций крыла приведены на рис. 3, а и б. Давление, при котором достигалось наибольшее значение прогиба, принято в качестве критической нагрузки. Коэффициент запаса устойчивости определен как отношение критического давления к расчетному $p_{\Sigma} = 12$ кПа.

Деформированные состояния и распределения упругих перемещений в оптимальных двух- и трехлонжеронной конфигурациях крыла при критической нагрузке приведены на рис. 4.

Выбор оптимальной конструктивной схемы крыла. Для окончательного выбора оптимальной конструктивной схемы крыла проведено сравнение двух оптимальных вариантов двух- и трехлонжеронной конфигураций крыла.

В табл. 4 приведены данные для выбора оптимального крыла по трем критериям и дополнительному критерию — расстоянию до ИЦ.

Из табл. 4 следует, что вариант 22 для двухлонжеронного крыла является оптимальным при принятых критериях.

Поверочный расчет оптимального композитного крыла. При поверочном расчете определено напряженное состояние крыла под действием расчетного давления $p_{\Sigma} = 12$ кПа. Вычисления проведены с использованием геометрически нелинейной модели и оценкой прочности по критерию максимальных нормальных напряжений, действующих вдоль направления армирования композитных слоев.

Распределения нормальных напряжений, действующих вдоль направлений армирования силовых элементов каркаса и обшивки, приведены на рис. 5, а–г.

Анализ результатов поверочного расчета показал, что максимальные значения растягивающих $\sigma_{tmax} = 646,8$ МПа и сжимающих $\sigma_{сmax} = -869,7$ МПа нормальных напряжений, действующих вдоль направления армирования,

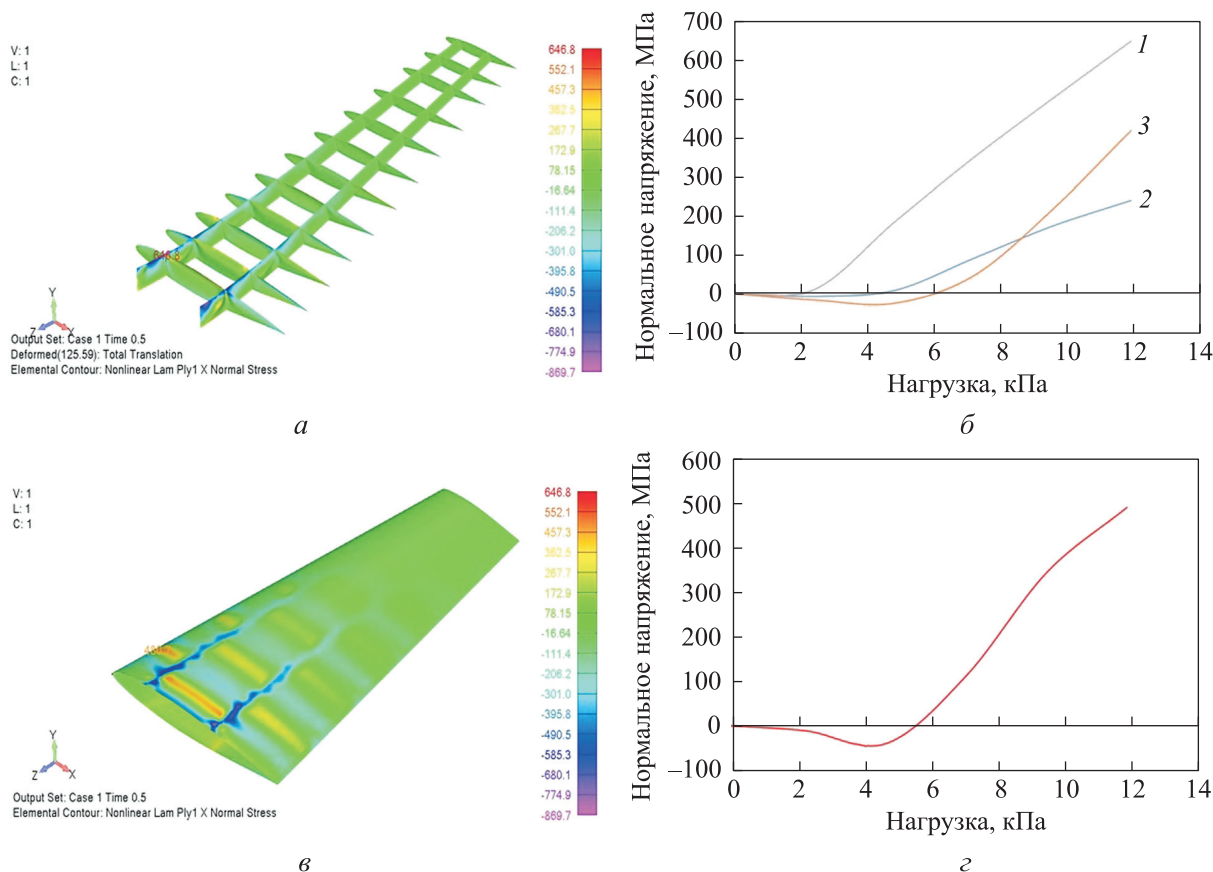


Рис. 5. Результаты поверочного расчета оптимального двухлонжеронного крыла при расчетном давлении $p_{\Sigma} = 12$ кПа:

а и в — распределения нормальных напряжений, МПа, в каркасе и обшивке соответственно;
 б и г — зависимости нормальных напряжений, действующих вдоль направлений армирования силовых элементов каркаса (нервюр (1), переднего (2) и заднего (3) лонжеронов) и обшивки от нагрузки соответственно

возникают в корневой части крыла (см. рис. 5, а, б), что соответствует следующим запасам прочности при растяжении n_t и сжатии n_c :

$$n_t = \frac{\sigma_{1t}}{\sigma_{tmax}} = 2,32;$$

$$n_c = \frac{\sigma_{1c}}{\sigma_{cmax}} = 1,72.$$

Таким образом, подтверждено, что оптимальная конструкция крыла удовлетворяет требованиям по прочности.

Выводы

1. Предложен многокритериальный подход к рациональному выбору параметров компоновки и конфигурации лонжеронного композитного крыла самолета.
2. Получены оптимальные варианты для двух- и трехлонжеронной конструкции крыла.
3. На основе разработанного подхода определена оптимальная конструкция композитного лонжеронного крыла относительно принятых критериев.

Литература

[1] Резник С.В., Агеева Т.Г., Дудар Э.Н. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 2, с. 3–8.

[2] Моргулец С.В., Чернецов А.А., Афанасьев А.В. и др. Комплексная методика расчетного проектирования тонкостенных конструкций из ПКМ на примере кессона крыла самолета. *Авиационная промышленность*, 2012, № 1, с. 37–41.

[3] Агеева Т.Г., Михайловский К.В. Обоснование выбора материалов для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса. *Инженерный журнал*

- журнал: наука и инновации, 2016, № 10, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1543>
- [4] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1, с. 38–43.
- [5] 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.
- [6] Tatarnikov O.V., Karpenkov K.S. Development of a computer simulation approach for honeycomb constructions for aerospace application. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2015, vol. 74, art. 012016, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/74/1/012016>
- [7] 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, art. 044094, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [8] 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, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C033469>
- [9] Schuhmacher G., Daoud F., Petersson Ö., et al. Multidisciplinary airframe design optimization. *Proc. ICAS*, 2012, paper ICAS 2012-0.4.
- [10] Martins J.R.R.A., Lambe A.B. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures. *AIAA J.*, 2013, vol. 51, no. 9, pp. 2049–2075, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J051895>
- [11] Zhu W., Yu X., Wang Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, 2019, vol. 20, pp. 879–89, doi: <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>
- [12] Likeng H., Zhenghong G. Wing-body optimization based on multi-fidelity surrogate model. *Proc. ICAS.*, 2012, pp. 633–640.
- [13] Kirubakaran R. Aircraft wing weight optimization by composite material structure design configuration. *IOSR-JMCE*, 2017, vol. 14, no. 6, pp. 71–80.
- [14] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005. 406 с.

References

- [1] Reznik S.V., Ageeva T.G., Dudar E.N. Complex method for construction design of reusable spacecraft wing. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace technology], 2010, no. 2, pp. 3–8. (In Russ.).
- [2] Morgulets S.V., Chernetsov A.A., Afanas'yev A.V., et al. A complex method for design engineering of the PCM thin-walled structures - case study of an aircraft wing torsion box. *Aviatsionnaya promyshlennost'* [Aviation Industry], 2012, no. 1, pp. 37–41. (In Russ.).
- [3] Ageeva T.G., Mikhaylovskiy K.V. Substantiation of the choice of materials for the wing of tourist class suborbital reusable space vehicle. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 10, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1543> (in Russ.).
- [4] 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, pp. 38–43. (In Russ.).
- [5] Khong F.N., Biryuk V.I. Research on optimization of structural layout of the straight-wing aircraft made from composite materials. *Trudy MFTI* [Proceedings of Moscow institute of physics and technology], 2014, vol. 6, no. 2, pp. 133–141. (In Russ.).
- [6] Tatarnikov O.V., Karpenkov K.S. Development of a computer simulation approach for honeycomb constructions for aerospace application. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2015, vol. 74, art. 012016, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/74/1/012016>
- [7] 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, art. 044094, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [8] 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, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C033469>

- [9] Schuhmacher G., Daoud F., Petersson Ö., et al. Multidisciplinary airframe design optimization. *Proc. ICAS*, 2012, paper ICAS 2012-0.4.
- [10] Martins J.R.R.A., Lambe A.B. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures. *AIAA J.*, 2013, vol. 51, no. 9, pp. 2049–2075, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J051895>
- [11] Zhu W., Yu X., Wang Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, 2019, vol. 20, pp. 879–89, doi: <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>
- [12] Likeng H., Zhenghong G. Wing-body optimization based on multi-fidelity surrogate model. *Proc. ICAS.*, 2012, pp. 633–640.
- [13] Kirubakaran R. Aircraft wing weight optimization by composite material structure design configuration. *IOSR-JMCE*, 2017, vol. 14, no. 6, pp. 71–80.
- [14] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft construction]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 406 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 16.06.2021

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 имени им. Г.В. Плеханова (117997, Москва, Российская Федерация, Стремянный пер., 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, к. 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, к. 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 Department of Higher Mathematics. Plekhanov Russian University of Economics (117997, Moscow, Russian Federation, Stremyanny lane, Bldg. 36, e-mail: tatarnikov.ov@rea.ru).

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

NAING Lin Aung — Post-graduate, 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 Вэй Аунг, Найнг Лин Аунг. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 12, с. 90–99, doi: [10.18698/0536-1044-2021-12-90-99](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-90-99)

Please cite this article in English as:

Tatarnikov O.V., Phyow Wai Aung, Naing Lin Aung. Selection of the Optimal Structural Design of a Spar Composite Wing. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 12, pp. 90–99, doi: [10.18698/0536-1044-2021-12-90-99](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-90-99)