

Анализ напряженно-деформированного состояния композитного лонжерона крыла Z-образного сечения с типовыми структурами укладки

Stress-strain state analysis of a Z-shaped cross section composite wing spar with typical lay-up structures

П. В. Соловьев, А. И. Гомзин, Ф. Ф. Мусин, С. Н. Галышев
Уфимский Государственный Авиационный
Технический Университет, Уфа, Россия

P. V. Solovveyev, A. I. Gomzin, F. F. Musin, S. N. Galyshev
Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia

Поступила в редакцию 22.06.2017, принята в печать — 24.10.2017.

Аннотация

В статье приводятся результаты исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) композитного лонжерона крыла с типовыми структурами укладки слоев, используемыми при производстве изделий из композиционных материалов (КМ). На основе анализа НДС выбраны наиболее рациональные структуры укладки лонжерона с точки зрения обеспечения максимальной прочности и жесткости. Моделирование композитных лонжеронов производилось в программном комплексе ANSYS с использованием модуля ANSYS Composite Prepost. Анализ результатов показал, что наиболее предпочтительной типовой структурой с точки зрения прочности и жесткости является однонаправленная структура. Для минимизации закручивания свободного торца лонжерона необходимо, чтобы в структуре присутствовали слои, уложенные под углом $\pm 45^\circ$.

Annotation

The results of stress-strain state analysis of composite wing spar with typical lay-up structures used in the manufacture of products made of composite materials are considered. Based on the stress-state analysis, the most rational spar lay-up structures are chosen in terms of maximum strength and rigidity. The modelling was carried out by using the ANSYS software with the ANSYS Composite Prepost module. The results show that the most preferred typical lay-up structure in terms of maximum strength and rigidity is unidirectional. Having layers angled at $\pm 45^\circ$ in the structure is necessary for minimizing twisting of a free end of the spar.

1. Введение

Композитные материалы (КМ), обладая набором отличительных физико-механических свойств, таких как низкая чувствительность к концентраторам напряжений, высокие удельные прочность и жесткость, усталостная прочность, и т.д., находят все большее применение в качестве конструкционных материалов. В авиастроении, в частности, наибольшая доля использования композитов приходится на планер пассажирского самолета и составляет около 50% по массе. При использовании КМ в конструкции силовых элементов помимо выигрыша в прочностных свойствах и весе экономится время на сборке, так как уменьшается количество сборочных единиц.

Изменение структуры укладки слоистого композита предоставляет проектировщику возможность получать высокие механические свойства в тех направлениях, в которых на изделие действуют наибольшие нагрузки. Однако трудоемкость проектирования при этом возрастает в несколько раз. В связи с этим для упрощения данной задачи

применяются типовые структуры укладки элементов конструкции из КМ:

- однонаправленная ($\alpha = 0^\circ$);
- двунаправленная ($\alpha = 0^\circ, \alpha = 90^\circ$);
- трёхслойная структура ($\alpha = -45^\circ, \alpha = 90^\circ, \alpha = 45^\circ$);
- квазиизотропная структура ($\alpha = 0^\circ, \alpha = -45^\circ, \alpha = 90^\circ, \alpha = 45^\circ$) [1].

Выбор типовой структуры зависит от конкретных условий нагружения узла или детали. В связи с этим актуальными задачей становится определение типовых структур укладки лонжеронов летательных аппаратов (ЛА), обеспечивающих максимальную жесткость или прочность при заданных видах нагружения.

2. Постановка задачи

Цель данного исследования заключается в анализе напряженно-деформированного состояния силовых элементов фюзеляжа самолета (лонжерона), и последующем установлении закономерностей выбора типовых структур для них.

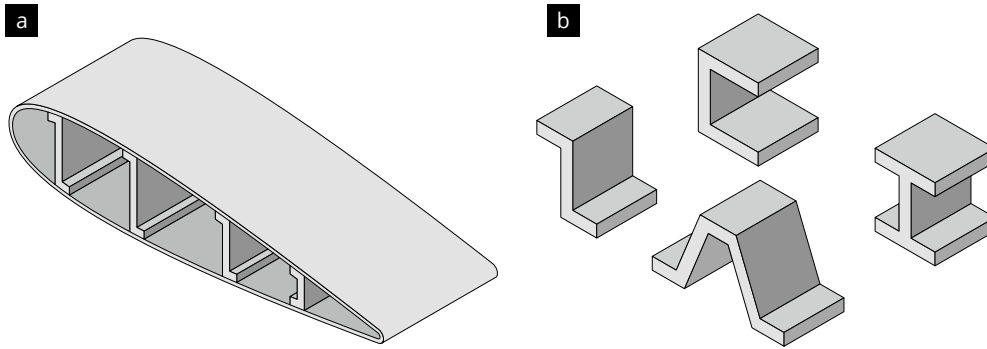


Рис. 1. Схема крыла самолета с продольным силовым набором (а) и несколько видов профилей лонжеронов крыла (b).

Fig. 1. Scheme of aircraft wing with longitudinal load-bearing set (a) and some types of wing spars profiles (b).

Для достижения поставленной цели в работе решаются следующие задачи:

1. Анализ напряженно-деформированного состояния лонжерона Z-образного сечения и выбор типовой структуры укладки слоев лонжерона из композитного материала, обеспечивающей благоприятное восприятие поля внешних нагрузок;
2. Практические рекомендации по выбору рациональных структур для проектируемых изделий элементов силового каркаса самолета.

3. Материалы

В данной работе рассматривались КМ на основе углеродной ленты и полиимидного связующего.

Механические характеристики углеродной ленты:

плотность $\rho_b = 1,7 \text{ г/см}^3$;
 прочность при растяжении $\bar{\sigma}_{b1}^+ = 2750 \text{ МПа}$;
 модуль упругости вдоль волокон $E_{b1} = 210 \text{ ГПа}$;
 модуль упругости поперек волокон $E_{b2} = 8 \text{ ГПа}$;
 коэффициент Пуассона $\nu_{b12} = 0,15$.

Механические характеристики полиимидного связующего:

плотность $\rho_m = 1,2 \text{ г/см}^3$;
 прочность при растяжении $\bar{\sigma}_m^+ = 114 \text{ МПа}$;
 модуль упругости $E_m = 4,2 \text{ ГПа}$;
 коэффициент Пуассона $\nu_m = 0,3$.

Физико-механические характеристики однонаправленного слоя КМ определены согласно [2–4]:

$E_{11} = 127,7 \text{ ГПа}$;
 $E_{22} = 6,2 \text{ ГПа}$;
 $G_{12} = 4,3 \text{ ГПа}$;
 $\nu_{12} = 0,226$;
 $\rho = 1,5 \text{ г/см}^3$;
 $\bar{\sigma}_{11p} = 1,4 \text{ ГПа}$;
 $\bar{\sigma}_{11c} = 0,95 \text{ МПа}$;
 $\bar{\sigma}_{22p} = 93,1 \text{ МПа}$;
 $\bar{\sigma}_{22c} = 93,1 \text{ МПа}$;
 $\bar{\tau}_{12} = 52,4 \text{ МПа}$.

4. Вычислительный эксперимент

Моделирование композитных лонжеронов производилось в программном комплексе ANSYS с использованием модуля ANSYS Composite Prepost.

Габаритные размеры лонжерона:

высота $h = 100 \text{ мм}$,
 ширина $b = 40 \text{ мм}$,
 длина $l = 1 \text{ м}$.

Первоначальная структура укладки слоев лонжерона — $(0^\circ)_n$. Направление главной системы координат — вдоль продольной оси лонжерона. Количество слоев модели $n = 13$. Толщина одного слоя $h_c = 0,2 \text{ мм}$.

Схема приложений нагрузок соответствует реальным силовым факторам, действующим на лонжерон: жесткая заделка по одному из торцов, давление $p = 10 \text{ кПа}$, равномерно распределенное по нижней полке лонжерона.

Коэффициент запаса прочности оценивается по критерию Хилла [4, 5] и рассчитывается по формуле:

$$RF = (IRF)^{-1} = (\sqrt{H_{cr}})^{-1} = \left(\sqrt{\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{XY} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2} \right)^{-1} \quad (1)$$

где: X , Y и S — предельные напряжения в условиях одноосного нагружения однонаправленного слоя в направлении параллельно и перпендикулярно волокнам и при сдвиге в плоскости слоя соответственно; σ_1 , σ_2 , τ_{12} — действующие напряжения в направлении главных осей упругости однонаправленного слоя.

4.1. Анализ напряженно-деформированного состояния композитного лонжерона Z-образного сечения

На Рис. 2 представлена картина деформирования лонжерона под действием вышеуказанных силовых факторов.

Из Рис. 2 видно, что под действием изгибающих нагрузок Z-образный лонжерон не только изгибается, но и закручивается. Максимальный прогиб в этом случае составляет $U_y^{\max} = 0,95 \text{ мм}$, угол закручивания $\theta^{\max} = 3,2^\circ$.

На Рис. 3 представлено распределение коэффициента запаса прочности композитного лонжерона. Можно видеть, что минимальное значение коэффициента запаса прочности имеет место в наиболее нагруженном элементе и равно $RF_{\min} = 26,75$. При заданных нагрузках прочность лонжерона обеспечивается.

На Рис. 4 показано распределение напряжений и коэффициентов запаса прочности в наиболее

Рис. 2. Деформирование лонжерона под действием заданных нагрузок: а — общая деформация; б — поперечная деформация.

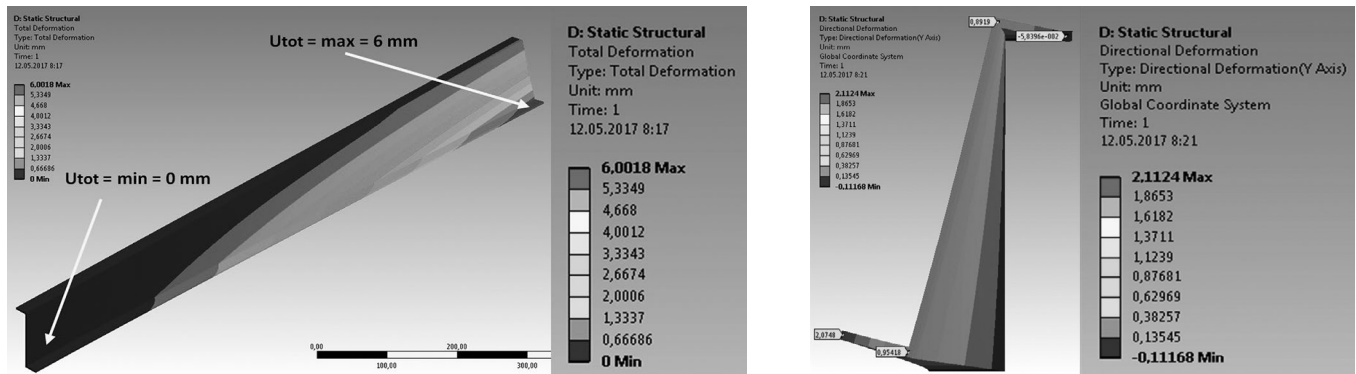


Fig. 2. Spar deformation under of specified loads action: a — total deformation; b — transverse deformation of spar.

Рис. 3. Распределение коэффициентов запаса прочности по композитному лонжерону.

Fig. 3. Distribution of safety factor around composite spar.

Рис. 4. Распределение напряжений, коэффициентов запаса прочности и упругих свойств.

Fig. 4. Distribution of stresses, safety factors and elastic properties.

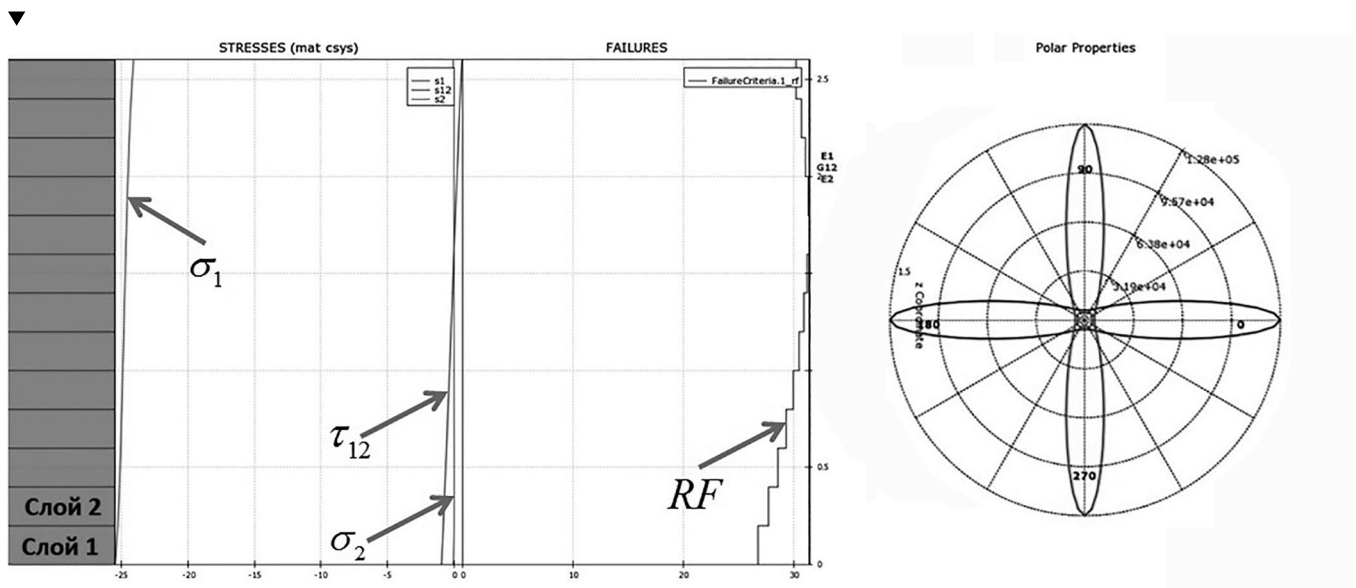
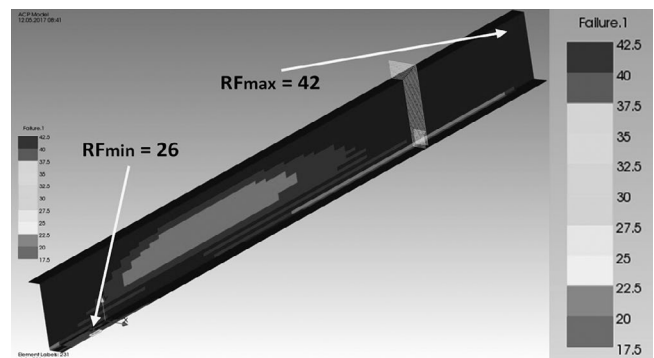
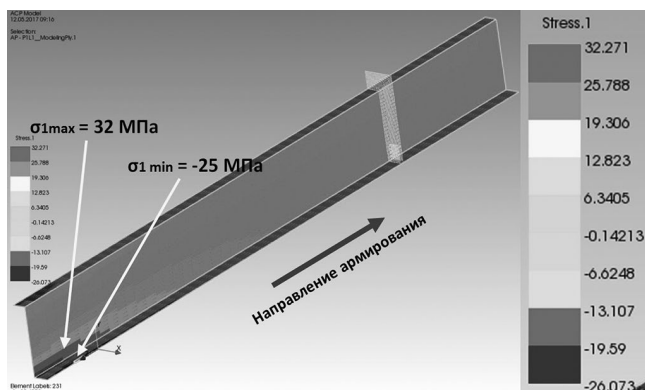
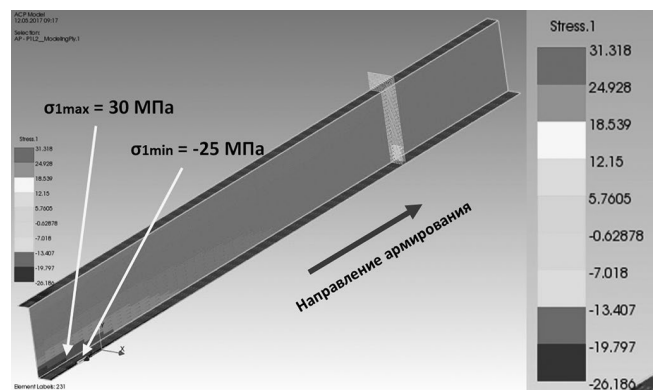
Рис. 5. Распределение нормальных напряжений вдоль волокон σ_1 в слое №1 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).Рис. 6. Распределение нормальных напряжений вдоль волокон σ_1 в слое №2 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).Fig. 5. Normal stresses (lengthwise) σ_1 distribution in spar layer №1 angled at 0° (MPa).Fig. 6. Normal stresses (lengthwise) σ_1 distribution in spar layer №2 angled at 0° (MPa).

Рис. 7. Распределение нормальных напряжений поперёк волокон σ_1 в слое №1 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).

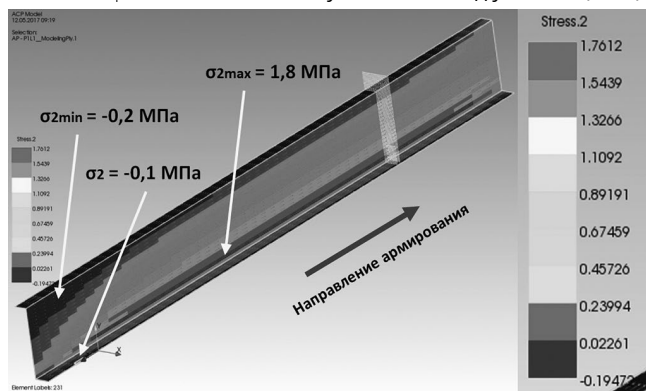


Fig. 7. Normal stresses (crosswise) σ_1 distribution in spar layer №1 angled at 0° (MPa).

Рис. 8. Распределение нормальных напряжений поперёк волокон σ_1 в слое №2 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).

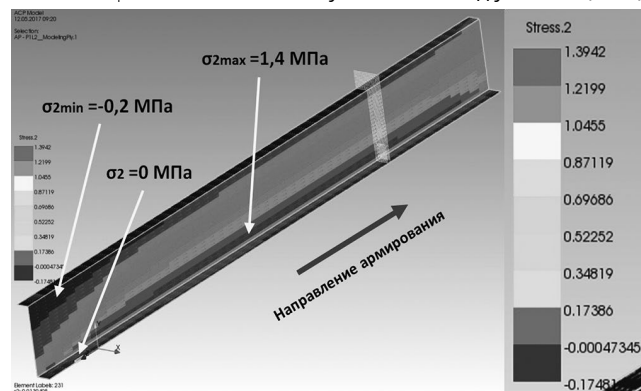


Fig. 8. Normal stresses (crosswise) σ_1 distribution in spar layer №2 angled at 0° (MPa).

Рис. 9. Распределение касательных напряжений τ_{12} в слое №1 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).

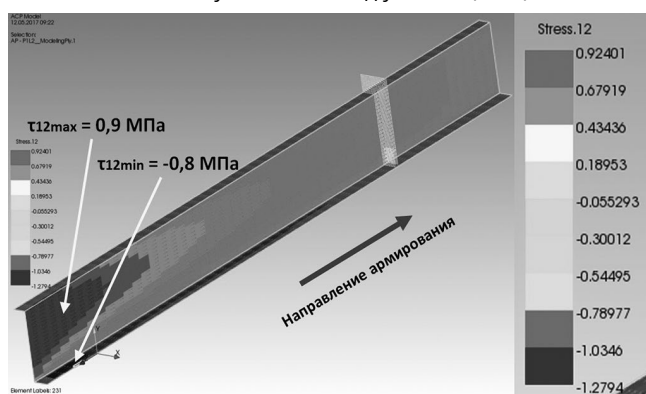


Fig. 9. Shear stresses τ_{12} distribution in spar layer №1 angled at 0° (MPa).

Рис. 10. Распределение касательных напряжений τ_{12} в слое №2 лопатки, уложенном под углом 0° (МПа).

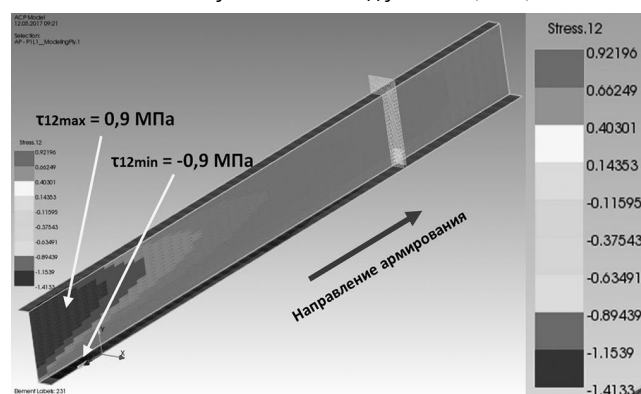


Fig. 10. Shear stresses τ_{12} distribution in spar layer №2 angled at 0° (MPa).

нагруженном элементе по всем слоям, а также распределение упругих свойств слоистого элемента в зависимости от направления.

График на Рис. 4 свидетельствует о том, что наиболее напряженными слоями являются слои №1 и №2, уложенные под углами 0° . Действующие в них напряжения и коэффициенты запаса прочности представлены далее:

слой №1: $\sigma_1 = -25,5$ МПа, $\sigma_2 = -0,1$ МПа, $\tau_{12} = -0,9$ МПа; RF = 26,8;

слой №2: $\sigma_1 = -25,3$ МПа, $\sigma_2 = 0$ МПа, $\tau_{12} = -0,8$ МПа; RF = 27,7.

Анализ показал, что наиболее опасными напряжениями в слоях при данной укладке являются нормальные напряжения вдоль волокон.

На Рис. 5-10 представлены напряжения в слоях №1 и №2 лонжерона. Стрелочками на изображениях показаны направления укладки волокон в слоях.

Анализ графиков 5-10 свидетельствует о том, что преобладающими напряжениями в наиболее нагруженных слоях являются напряжения вдоль волокон σ_1 .

Далее рассмотрены другие типовые структуры

лонжерона и их влияние на его напряженное состояние и деформационное поведение.

Следующая рассматриваемая структура — $(0^\circ/90^\circ)_3/0^\circ/(90^\circ/0^\circ)_3$.

Максимальный прогиб в этом случае составляет $U_Y^{\max} = 1,59$ мм, угол закручивания $\theta^{\max} = 4,2^\circ$.

На Рис. 11 представлено распределение коэффициента запаса прочности композитного лонжерона.

Минимальное значение коэффициента запаса прочности имеет место в наиболее нагруженном элементе и равен $RF_{\min} = 19,13$. Прочность лонжерона обеспечивается.

Из распределения напряжений в двух наиболее нагруженных внешних слоях на внутренней части лонжерона, уложенных под углами 0° и 90° (слои №13 и №12, соответственно), следует:

слой №13: $\sigma_1 = -40,3$ МПа, $\sigma_2 = -0,4$ МПа, $\tau_{12} = 0,1$ МПа; RF = 19,13;

слой №12: $\sigma_1 = 0,6$ МПа, $\sigma_2 = -1,9$ МПа, $\tau_{12} = -0,1$ МПа; RF = 39.

Следующая рассматриваемая структура — $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$.

Максимальный прогиб в этом случае составляет $U_Y^{\max} = 1,74$ мм, угол закручивания $\theta^{\max} = 2,2^\circ$.

На Рис. 12 представлено распределение коэф-

Рис. 11. Распределение коэффициентов запаса прочности по композитному лонжерону со структурой $(0^\circ/90^\circ)_3/0^\circ/(90^\circ/0^\circ)_3$.

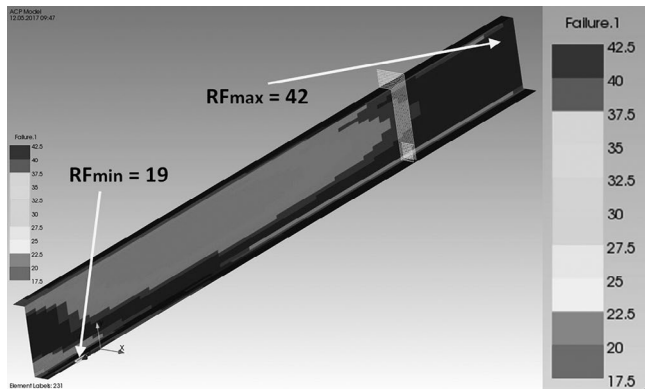


Fig. 11. Distribution of safety factor for composite spar with structure $(0^\circ/90^\circ)_3/0^\circ/(90^\circ/0^\circ)_3$.

Рис. 13. Распределение коэффициентов запаса прочности по композитному лонжерону со структурой $(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_3/0^\circ$.

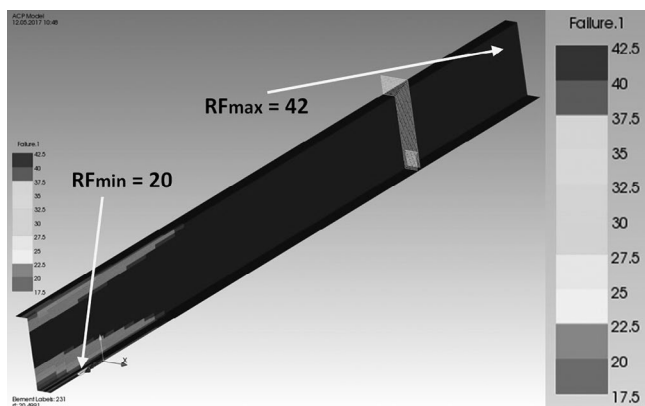


Fig. 13. Distribution of safety factor for composite spar with structure $(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_3/0^\circ$.

фициента запаса прочности композитного лонжерона.

Минимальное значение коэффициента запаса прочности имеет место в наиболее нагруженном элементе и равен $RF_{\min} = 21,33$. Прочность лонжерона обеспечивается.

Из распределения напряжений в двух слоях лонжерона, уложенных под углами 45° и -45° (слои №12 и №11, соответственно), имеем:

слой №12: $\sigma_1 = 3,5$ МПа, $\sigma_2 = -0,1$ МПа, $\tau_{12} = -2,3$ МПа; $RF = 21,33$;

слой №11: $\sigma_1 = 0,5$ МПа, $\sigma_2 = 0,2$ МПа, $\tau_{12} = 2,3$ МПа; $RF = 21,8$.

Следующая рассматриваемая структура — $(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_3/0^\circ$.

Максимальный прогиб в этом случае составляет $U_y^{\max} = 1,91$ мм, угол закручивания $\theta^{\max} = 2,4^\circ$.

На Рис. 13 представлено распределение коэффициента запаса прочности композитного лонжерона.

Минимальное значение коэффициента запаса прочности имеет место в наиболее нагруженном элементе и равно $RF_{\min} = 20,49$. Прочность лонжерона обеспечивается.

Рис. 12. Распределение коэффициентов запаса прочности по композитному лонжерону $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$.

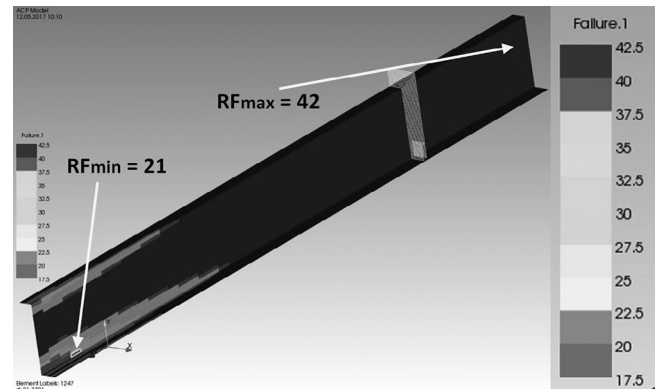


Fig. 12. Distribution of safety factor for composite spar with structure $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$.

Из распределения напряжений в двух наиболее нагруженных внешних слоях, уложенных под углами 0° и 45° (слои №13 и №12, соответственно), имеем:

слой №13: $\sigma_1 = -36,5$ МПа, $\sigma_2 = 0,2$ МПа, $\tau_{12} = -0,1$ МПа; $RF = 20,5$;

слой №12: $\sigma_1 = -12,7$ МПа, $\sigma_2 = -0,9$ МПа, $\tau_{12} = -1,5$ МПа; $RF = 23,4$.

Обобщенные результаты исследований различных структур лонжерона представлены в таблице 1.

Из таблицы 1 видно, что наиболее благоприятной структурой для лонжерона с точки зрения обеспечения наименьших прогибов является однонаправленная структура $(0^\circ)_{13}$ ($U_y = 0,95$ мм).

Для минимизации закручивания свободного конца балки наиболее предпочтительной является структура $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$.

С точки зрения опасности напряженного состояния наиболее предпочтительной структурой является также однонаправленная структура $(0^\circ)_{13}$ ($RF_{\min} = 26,8$).

В целом при данных нагрузках любая структура удовлетворяет условию прочности композитного лонжерона, так как допустимый запас прочности для изделий из композиционных материалов: $[RF] = 2,0 \div 3,0$.

5. Выводы

Анализ НДС лонжерона показал, что наиболее благоприятными структурами из рассмотренных с точки зрения жесткости силового элемента является однонаправленная структура $(0^\circ)_n$ (прогиб лонжерона $U_y = 0,95$ мм). Для минимизации закручивания лонжерона предпочтительной является структура $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$ (угол закручивания $\varphi = 2,2^\circ$). С точки зрения наименьшей опасности напряженного состояния предпочтительной структурой также является однонаправленная структура $(0^\circ)_n$ (минимальный коэффициент запаса прочности $RF_{\min} = 26,8$).

Таблица 1. Варианты типовых структур композитного лонжерона крыла

Структура/Structure	Максимальный прогиб/ Maximum deflection U_v , мм/mm	Угол закручивания лонжерона/ Spar twisting angle $\theta^{\max}$, °	№ слоя/ layer	Коэффициент запаса/ safety factor RF	σ_1 , МПа/ MPa	σ_2 , МПа/ MPa	τ_{12} , МПа/ MPa
$(0^\circ)_{13}$	0,95	3,2	1	26,8	-25,5	-0,1	-0,9
			2	27,7	-25,3	0	-0,8
$(0^\circ/90^\circ)_3/0^\circ/(90^\circ/0^\circ)_3$	1,59	4,2	13	19,1	-40,3	-0,4	0,1
			12	39	0,6	-1,9	-0,1
$(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_2/0^\circ/(-45^\circ/45^\circ/0^\circ)_2$	1,74	2,2	12	21,3	3,5	-0,1	-2,3
			11	21,8	0,5	0,2	2,3
$(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_3/0^\circ$	1,91	2,4	13	20,5	-36,5	0,2	-0,1
			12	23,4	-12,7	-0,9	-1,5

Table 1. Options for composite wing spar typical structures.

Анализируя полученные данные, можно сделать вывод о том, что в структуре большинство слоев должно быть уложено под углом 0° по отношению к оси балки, однако необходимо нали-

чие слоев, уложенных под углом 45° , что позволит уменьшить закручивание свободного конца лонжерона при сохранении высоких значений прочности и жесткости. 

Библиографический список

1. Jones R. M. // Mechanics of Composite Materials, второе издание // Taylor&Francis, 1999, с. 519.
2. Жернаков В. С., Первушин Ю. С., Соловьев П. В. // Влияние несбалансированности структуры слоистого композитного материала на технологические (остаточные) напряжения в балочных элементах конструкций // Вестник УГАТУ, 2015, Т.19, №3 (69), с. 139–149.
3. Ю. С. Первушин, В. С. Жернаков // Основы механики, проектирования и технологии изготовления изделий из слоистых композиционных материалов, учебное пособие // Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа, 2008, с. 303.
4. Неупругие свойства композиционных материалов, Механика: новое в зарубежной науке // № 16, под ред. К. Гераковича, пер. с англ. Н. П. Жмудя, под ред. Ю. М. Тарнопольского – М.: Мир, 1978. – с. 295.
5. Композиционные материалы: в 8-ми т. // Пер. с англ. Под ред. Л. Браутмана, Р. Крока. –М.: Машиностроение, 1978. –Т. 2, Механика композиционных материалов, Под ред. Дж. Сендецки. 1978, с. 563 с., ил.

References

1. Jones R. M. // Mechanics of Composite Materials. 2nd ed. // Taylor&Francis, 1999, page 519.
2. V. S. Zhernakov, Y. S. Pervushin, P. V. Solovyev // Laminate composite material structure imbalance influence on technological (residual) stresses in beam structure elements // Vestnik UGATU. Publ. USATU, Ufa – 2015. v.19, №3 (69). – page 139–149 (in Russian).
3. Y. S. Pervushin, V. S. Zhernakov // Foundations of mechanics, design and technology of manufacturing products made of laminate composite // Ufim. Gos. Aviaats. Tehn. Univ., Ufa, 2008, page 303 (in Russian).
4. Inelastic properties of composite materials, Mehanika: novoe v zarubezhnoy nauke// № 16, ed. by K. Herakovich, trans. from Eng. N. P. Zhmudya, ed. by Y. M. Tarnopolskiy, M.: Mir, 1978, page 295 (in Russian).
5. Composite materials: in 8 vol. // Trans. from Eng. Ed by L. Brautman, R. Krok, M.: Mashinostroenie, 1978, V. 2. Mechanics of composite materials, Ed. by J. Sendetski, 1978, page 563 (in Russian).

Сведения об авторах

П.В. Соловьев — к.т.н., доцент кафедры МиФМ ФГБОУ ВО УГАТУ, Уфа, Россия, paulnightingale@mail.ru, тел.: +7 (347) 272-43-31.

А.И. Гомзин — инженер кафедры МиФМ ФГБОУ ВО УГАТУ, Уфа, Россия, andre-gomzi@yandex.ru, тел.: +7 (347) 273-77-32.

С.Н. Галышев — к.т.н., доцент кафедры МиФМ УГАТУ, Уфа, Россия, galyshev@gmail.com, тел.: +7 (347) 273-06-76.

Ф.Ф. Мусин — к.т.н., доцент кафедры МиФМ, технический директор ЦКП «НАНОТЕХ» ФГБОУ ВО УГАТУ, Уфа, Россия, f-musin@yandex.ru, тел.: +7 (347) 273-06-76.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках Государственного Задания. Договор №11.6454.2017/ВР.