

УДК 629.7.024

doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-97-107

Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета

Тун Лин Хтет, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Design Optimization of Shape and Layup Sequence of Polymer Composite Load Bearing Elements of Light Aircraft

Tun Lin Htet, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University

Предложена методика проектирования силового набора хвостовой части легкого самолета, основанная на последовательном применении методов параметрической и топологической оптимизации. Проведен анализ нагрузок, действующих на самолет при выполнении маневров в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Для этих нагрузок с помощью метода параметрической оптимизации выбраны места размещения шпангоутов силового набора хвостовой части самолета, использованные в дальнейшем для разработки индивидуальных форм шпангоутов с применением метода топологической оптимизации. Проведена параметрическая оптимизация углов укладки полимерного композиционного материала, предназначенного для изготовления шпангоутов. Разработана конструктивно-силовая схема силового набора хвостовой части фюзеляжа, соответствующая критерию минимальной массы при выполнении ограничений на уровень напряжений в отдельных слоях композиционного материала.

Ключевые слова: хвостовая часть фюзеляжа, силовые шпангоуты, параметрическая оптимизация, метод топологической оптимизации, снижение массы, конструктивно-силовая схема

The paper presents the methodology for designing the load bearing elements of tail section of a light aircraft through the sequential application of methods of parametric and topological optimization. First, we analyzed the loads acting on the aircraft at its maneuvering in the vertical and horizontal planes. Then, for these loads, by the parametric optimization method, we selected the locations of ribs of the tail section of the aircraft, which were subsequently used to develop individual forms of ribs based on the topology optimization method. Next, we carried out parametric optimization of layup angles of polymer composite material, intended for the production of ribs. Finally, we developed a structural layout for the load bearing elements of the fuselage, which meets the criteria of minimum weight when restrictions are imposed on the level of stresses in some layers of the composite material.

Keywords: tail section, fuselage, load bearing ribs, parametric optimization, topological optimization method, mass reducing, structural layout

Повышение эффективности и безопасности эксплуатации авиационной техники требует глубокой оптимизации всех систем самолета. При этом существенную роль играют вопросы, связанные с оптимизацией силовой конструкции хвостовой части фюзеляжа [1], которая является сложным агрегатом легкого самолета. В этой части размещены приборы и оборудование, и к ней крепится оперение. При использовании интегральной компоновки фюзеляжа необходимо решить задачу выбора конструктивной схемы силового каркаса и используемых материалов [1].

Фюзеляж самолета включает в себя продольный и поперечный силовые наборы, а также внешнюю обшивку. В хвостовой части силовая нагрузка воспринимается поперечными несущими элементами фюзеляжа — силовыми шпангоутами, достаточно сложными по форме и конструкции [2].

Перспективным подходом к снижению массы конструкции самолетов является применение в силовой конструкции планера высокопрочных композиционных материалов [3, 4]. В связи с этим становится актуальной задача создания эффективных силовых конструкций, в которых учтены все возможности и преимущества таких материалов.

Цель работы — создание методики выбора рациональной конструктивной схемы композиционных шпангоутов для хвостовой части фюзеляжа легкого самолета на основе комбинации методов параметрической и топологической оптимизации с учетом действия эксплуатационных нагрузок.

Объект и методология исследования. В качестве объекта исследования выбрана хвостовая часть самолета DA-62 (рис. 1, а) — двухдвигательного моноплана с низкорасположенным свободонесущим крылом и Т-образным хвостовым оперением. Фюзеляж самолета DA-62, представляющий собой полумонокок, состоит из обшивки и четырех кольцевых шпангоутов (рис. 1, б), выполненных из углепластика [5, 6]. Масса четырех шпангоутов первоначальной модели составляет 12,811 кг.

Физико-механические характеристики используемого материала. В конструкции самолета использованы полимерные композиционные материалы (ПКМ) на основе эпоксидной смолы и углеродного волокна, что позволило обеспечить высокую прочность и малую массу конструкции. В качестве базового материала для силовых элементов выбран углепластик.

Физико-механические характеристики углепластика

Модуль упругости, ГПа:

вдоль волокна 91,82

поперек волокна 9,0

Модуль сдвига, ГПа 3,6

Предел прочности вдоль волокна, МПа:

при растяжении 829

при сжатии 439

Предел прочности поперек волокна, МПа:

при растяжении 50

при сжатии 140

Предел прочности при сдвиге, МПа

Плотность, кг/м³ 1480

Толщина монослоя, мм 0,25

Методика исследования. Предварительно проведен анализ нагрузок, действующих на

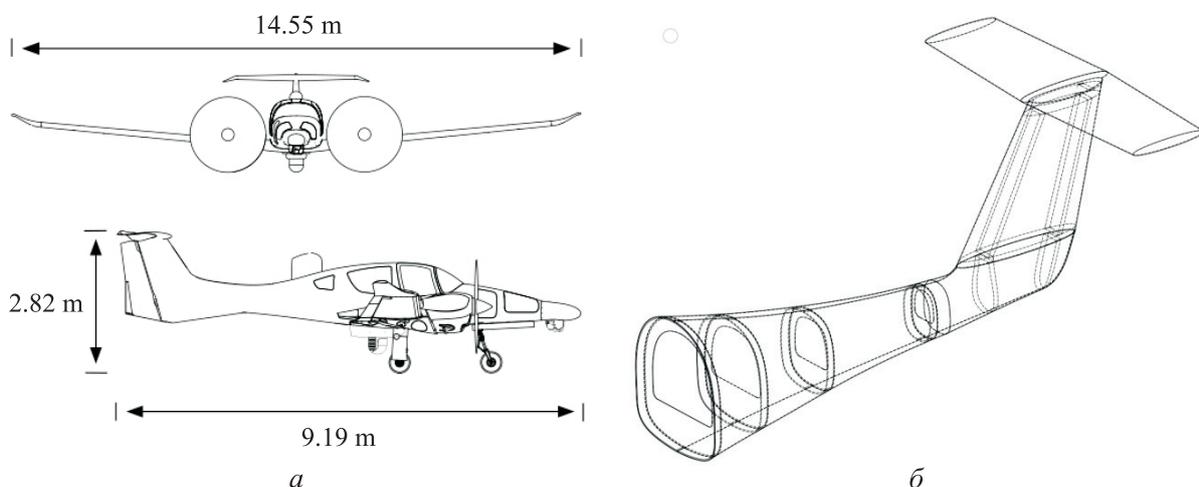


Рис. 1. Схема самолета DA-62 с основными размерами (а) и несущая схема первоначальной модели его хвостовой части (б)

самолет при выполнении маневров в горизонтальной и вертикальной плоскостях, с учетом требований норм летной годности [7, 8]. На первом этапе с помощью метода параметрической оптимизации выбраны места расположения силовых шпангоутов и их ширина. На втором этапе с использованием метода топологической оптимизации и учетом возможности изготовления определены формы всех шпангоутов. На третьем этапе проведена оптимизация укладки слоев композитных силовых элементов.

Анализ нагрузок, действующих на самолет.

Силы, действующие на фюзеляж самолета в полете, включают в себя аэродинамические силы от набегающего воздушного потока и массово-инерционные нагрузки, возникающие при выполнении маневров [9, 10].

Расчетные случаи нагружения при маневрах самолета. Для обеспечения прочности самолета при всех возможных случаях нагружения в условиях нормальной эксплуатации, нормы прочности предусматривают различные расчетные случаи. Различают полетные и посадочные случаи, а также случаи, возникающие при наземной эксплуатации самолетов. В нормах летной годности самолетов каждый расчетный случай имеет буквенное обозначение, например A, A', B, C, D и D' (рис. 2) [7–11].

Самолет DA-62 может совершать все маневры, присущие нормальному полету, сваливание,

развороты и аналогичные маневры, в которых достигается угол крена не более 60° [5, 6].

Кроме расчетных случаев, приведенных в работе [9], учитывались нагрузки, действующие на самолет при маневре в горизонтальной плоскости. В качестве расчетного случая выбран горизонтальный разворот самолета, выполняемый со скоростью 225,3 км/ч при радиусе разворота 162 м, что соответствует условиям эксплуатации самолета DA-62.

Определение аэродинамических нагрузок, действующих на самолет. Для определения аэродинамических нагрузок на конструкцию фюзеляжа самолета DA-62 проведено моделирование его аэродинамического обтекания в модуле ANSYS Fluent (рис. 3, а) [12]. Построена конечно-элементная сетка, количество элементов которой составило около восьми миллионов [13, 14]. Воздушная среда смоделирована параллелепипедом размером 18×12×6 м (рис 3, б).

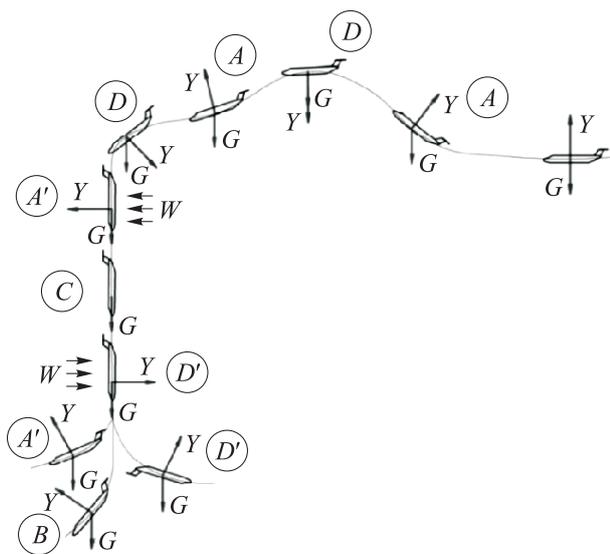


Рис. 2. Расчетные случаи при маневре самолета в вертикальной плоскости:
 Y — подъемная сила; G — массовая нагрузка;
 W — направление ветра

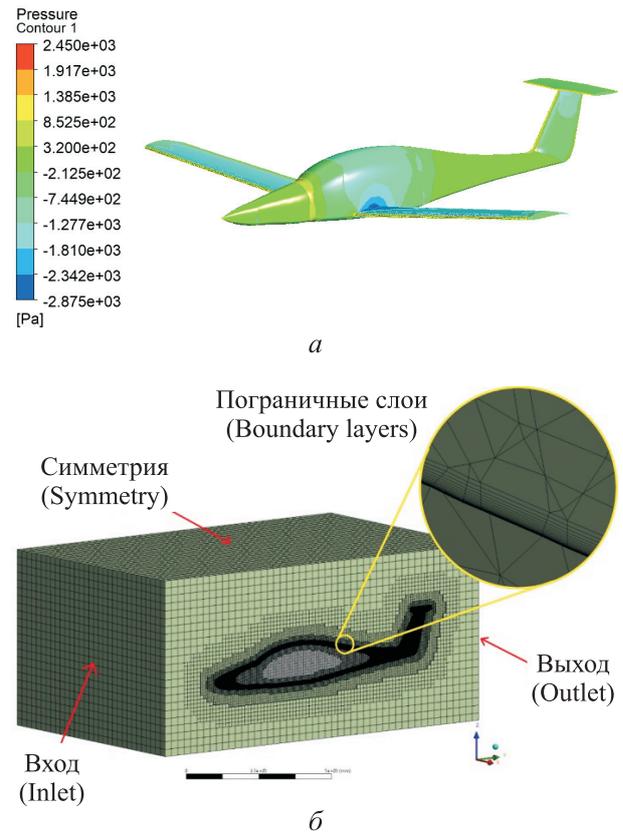


Рис. 3. Результаты моделирования аэродинамического обтекания фюзеляжа самолета DA-62:

а — распределение аэродинамического давления, Па, по поверхности самолета (расчетный случай A);
 б — расчетная сетка и граничные условия

Оптимизация конструкции силового набора хвостовой части фюзеляжа. Параметрическая оптимизация. На первом этапе исследования с применением метода параметрической оптимизации, выполненной в программном комплексе ANSYS Response Surface Optimization [15], определены геометрические параметры силовых шпангоутов: координаты их размещения L и ширина t (рис. 4).

При этом решалась задача минимизации массы конструкции с наложением ограничений на напряжения в силовых элементах с учетом коэффициента безопасности, равного 2,5. Принято, что конструкция хвостовой части жестко закреплена в сечении стыка с кабиной самолета [16, 17], использованной в качестве базовой плоскости.

Считалось, что на конструкцию хвостовой части фюзеляжа одновременно действуют аэродинамические и массово-инерционные нагрузки. При этом учитывалось изменение направления и значения действующих эксплуатационных перегрузок в различных расчетных случаях. Диапазоны изменения варьируемых параметров, их начальные значения и результаты решения задачи оптимизации приведены в табл. 1.

После определения оптимальных мест расположения шпангоутов выполнен выбор набора их оптимальных ширин, обеспечивающих прочность и жесткость конструкции. Диапазо-

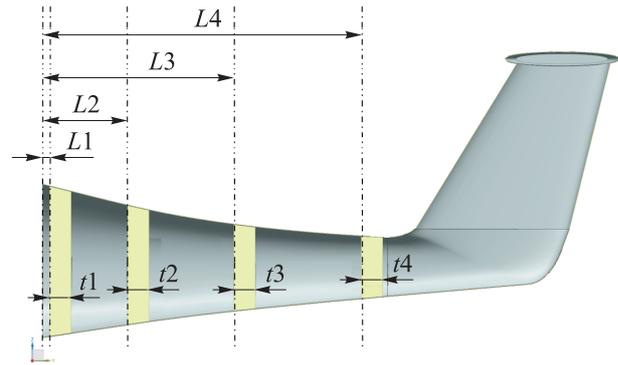


Рис. 4. Модель задней части фюзеляжа с основными размерами

ны изменения варьируемых параметров, их начальные значения и результаты решения задачи оптимизации приведены в табл. 2.

Решение данного набора связанных задач оптимизации позволяет существенно сократить размер области проектирования при применении на втором этапе метода топологической оптимизации.

Топологическая оптимизация. Топологическая оптимизация, иногда называемая оптимизацией компоновки, является особым видом совершенствования формы конструкции. В топологической оптимизации варьируемым параметром является распределение материала по объему конструкции. В этом случае область проектирования должна быть задана заранее и зафиксирована в процессе оптимизации,

Таблица 1

Координаты размещения силовых шпангоутов

Параметр	Диапазон, мм	Начальное значение, мм	Результат решения задачи оптимизации, мм
$L1$	0...100	0	0
$L2$	500...600	600	500
$L3$	1200...1400	1300	1350
$L4$	1850...2250	2100	2250

Таблица 2

Значения ширины шпангоутов

Параметр	Диапазон, мм	Начальное значение, мм	Результат решения задачи оптимизации, мм
$t1$	50...150	70	135
$t2$	50...150	70	57
$t3$	50...150	70	52
$t4$	50...150	70	56

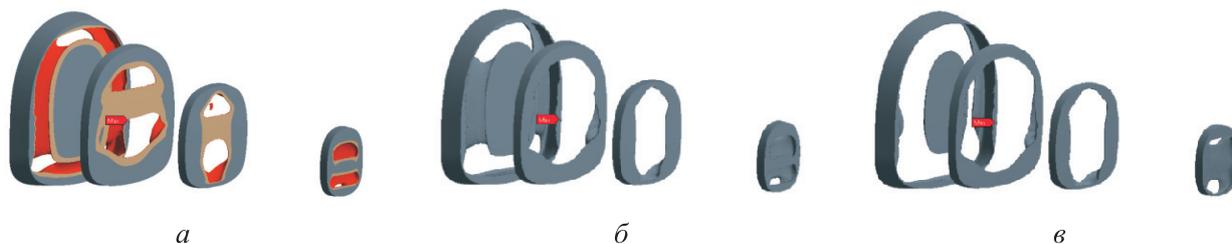


Рис. 5. Набор форм силовых шпангоутов, полученных при предельной плотности материала $f = 0,4$ (а), $0,6$ (б) и $0,8$ (в)

а результатом проектирования является форма элемента конструкции [17, 18].

Топологическая оптимизация проведена в пакете программ ANSYS Topology Optimization. Для построения области проектирования использованы значения координат размещения и ширины шпангоутов, полученные на предыдущем этапе. В область проектирования был включен весь объем силового набора за исключением внешних поверхностей шпангоутов, что обеспечило стыковку разрабатываемого варианта набора с обшивкой существующего самолета [17].

При выполнении оптимизации учтены нагрузки на хвостовую часть, возникающие во всех расчетных случаях нагружения, при маневрах самолета как в вертикальной, так и в

горизонтальной плоскости. Считалось, что дополнительные динамические нагрузки на хвостовую часть покрываются коэффициентом безопасности.

При анализе результатов, получаемых методом топологической оптимизации важно понимать, что найденное решение зависит от выбора значения предельной плотности материала, учитываемой в расчете. Это приводит к получению целого набора возможных форм, выбор среди которых следует проводить на основе поверочных расчетов. Предельная плотность материала может принимать значения в диапазоне $0 \dots 1$ и отражает вклад элемента в несущую способность конструкции [18]. Так, на рис. 5 приведены формы шпангоутов при предельной плотности материала $f = 0,4, 0,6$ и $0,8$.

Таблица 3

Модифицированные формы шпангоутов

Вариант	Предельная плотность материала, f	Номера силовых шпангоутов			
		1	2	3	4
I	0,4				
II	0,6				
III	0,8				

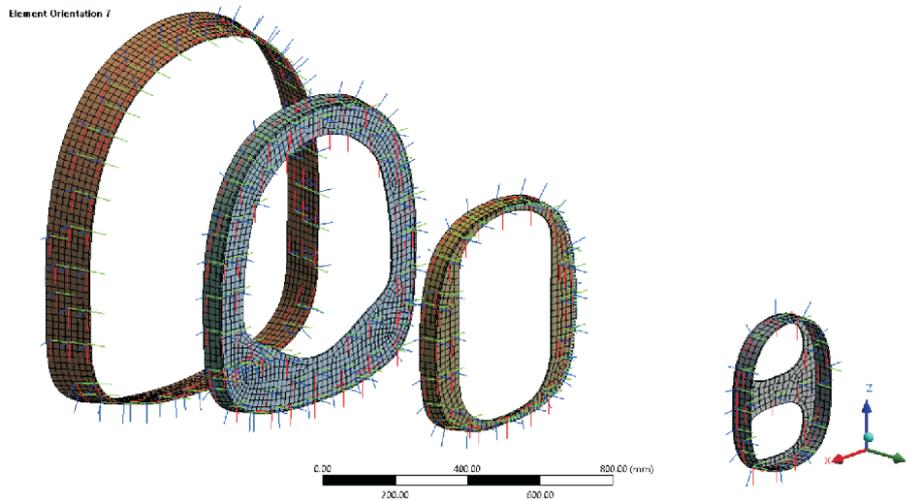


Рис. 6. Направления главных осей анизотропии материала шпангоута

Таблица 4

Результаты поверочного расчета

Вариант	Максимальные напряжения в шпангоутах, МПа				Суммарная масса четырех шпангоутов, кг
	№ 1	№ 2	№ 3	№ 4	
I	199,61	145,84	191,88	103,99	10,362
II	199,86	140,51	154,43	105,38	9,472
III	199,70	140,58	156,50	95,427	9,638

Анализ результатов решения задачи топологической оптимизации позволил выбрать три варианта модифицированных форм шпангоутов с учетом возможности их изготовления (табл. 3).

Видно, что каждый шпангоут включает в себя круговую часть, примыкающую к обшивке самолета и вертикальную часть, обеспечивающую несущую способность конструкции.

Считалось, что материал шпангоута является анизотропным, а его характеристики соответствуют указанным ранее физико-механическим свойствам углепластика. Направления главных осей анизотропии материала шпангоута показаны на рис. 6.

Для сравнения вариантов конструкции, полученных с использованием топологической

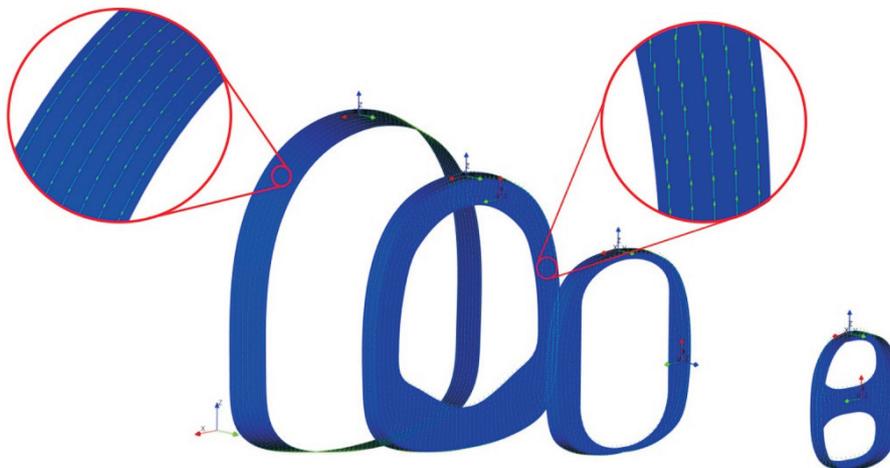


Рис. 7. Ориентация основы ткани слоев ПКМ

оптимизации (см. табл. 3), выполнен поверочный расчет, результаты которого приведены в табл. 4.

Результаты показывают, что вариант II одновременно обеспечивает минимальные значения напряжений и массы шпангоута, вслед-

Таблица 5

Рассмотренные варианты схемы укладки

Вариант	Круговой элемент	Вертикальный элемент	Максимальные напряжения в слое ПКМ шпангоутов, МПа			
			№ 1	№ 2	№ 3	№ 4
I	$[0]_{20}$	$[0]_{20}$	130,66	287,79	138,65	161,84
II	$[0]_{20}$	$[0/+45]_{10}$	129,71	229,23	143,56	210,2
III	$[0/+45]_{10}$	$[0/+45]_{10}$	114,86	234,81	133,80	214,30
IV	$[0]_{20}$	$[0/+45/90/-45/0]_4$	129,83	314,00	134,56	194,48
V	$[0/+45/90/-45/0]_4$	$[0/+45/90/-45/0]_4$	118,51	321,59	158,63	197,97
VI	$[\pm 45]_{10}$	$[\pm 45]_{10}$	135,11	198,65	133,87	200,13
VII	$[0]_{20}$	$[\pm 45]_{10}$	129,21	225,68	130,31	197,85

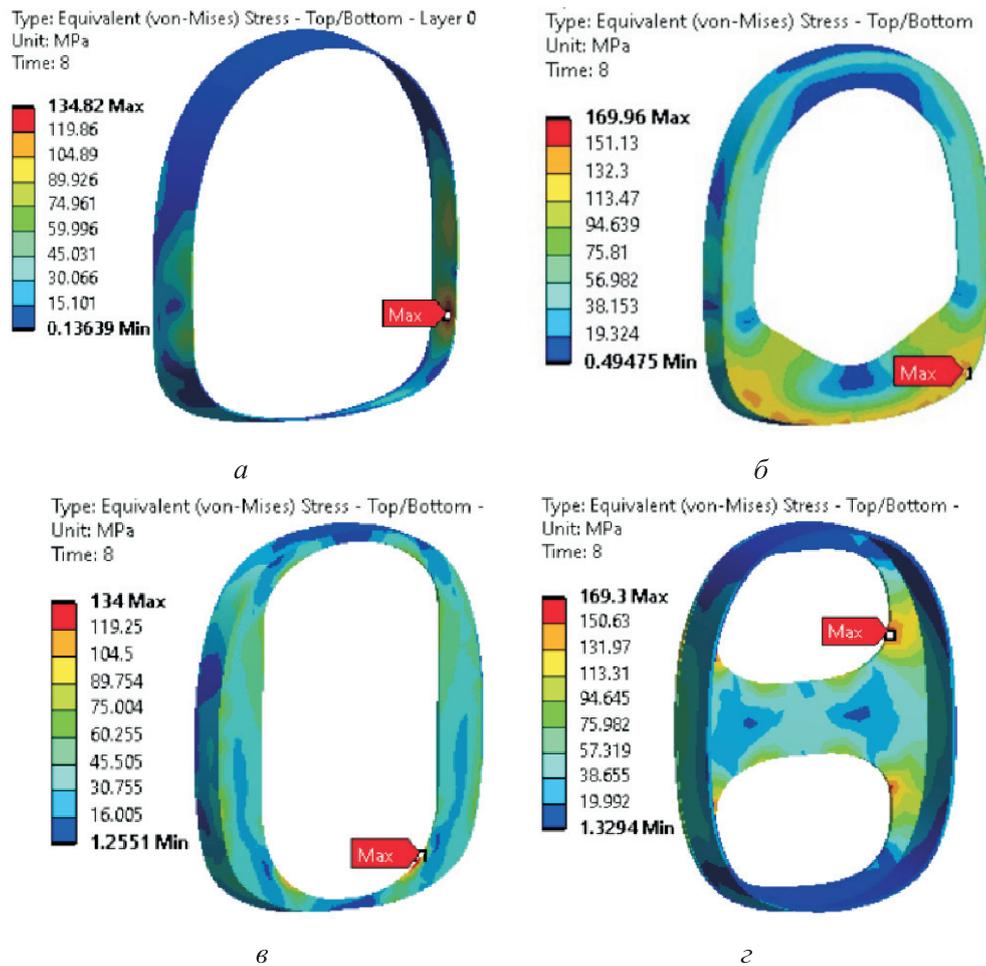


Рис. 8. Распределения максимальных напряжений, МПа, в отдельных слоях ПКМ шпангоутов № 1 (а), 2 (б), 3 (в) и 4 (г)

ствии чего он был выбран для дальнейшего исследования.

Оптимизация схемы укладки композитной конструкции. Достижение высоких прочностных характеристик композитных силовых элементов конструкции фюзеляжа требует выбора рациональных углов ориентации слоев ПКМ.

Для учета особенностей, связанных с использованием ПКМ в элементах силовой схемы, проведено моделирование их напряженно-деформированного состояния в пакете ANSYS ACP PrePost и выполнен анализ напряжений, возникающих в отдельных слоях композитной конструкции.

При выборе схемы укладки отдельно рассмотрены круговые и вертикальные элементы шпангоута. Считалось, что слои ПКМ формируются из ткани, направление нитей основы которых показано на рис. 7.

Рассмотренные варианты схемы укладки слоев силовых элементов приведены в табл. 5. В качестве начального угла укладки для всех слоев каждой группы элементов использовался 0° . Количество слоев задавалось в соответствии с их толщиной. Варианты углов ориентации отдельных слоев ограничивались значениями 0 , 90 , $+45$ и -45° с целью снижения трудоемкости изготовления шпангоутов.

Из табл. 5 следует, что наименьшее значение напряжения соответствует варианту VI. Однако максимальное напряжение, возникающее в шпангоутах № 2 и 4, превышает допустимое

значение, которое с учетом коэффициента безопасности принято равным 175 МПа, поэтому количество слоев в этих шпангоутах было увеличено на одну пару с углами укладки $+45/-45$. Для данной схемы укладки выполнен поверочный расчет вариантов конструкции, результаты которого приведены на рис. 8.

Как видно из рис. 8, уровень напряжений в шпангоутах № 2 и 4 снизился до допустимых значений.

Таким образом, с помощью предложенной методики получена новая конструктивно-силовая схема силового набора хвостовой части самолета. Масса четырех шпангоутов составила 9,46 кг вместо 12,81 кг, что на 26,15 % меньше, чем у первоначального варианта конструкции.

Выводы

1. Разработана методика определения формы шпангоутов и углов укладки ПКМ для силового набора хвостовой части легкого самолета. Методика включает в себя следующие этапы: выбор места расположения и ширины силовых шпангоутов, определение форм всех шпангоутов с использованием метода топологической оптимизации и проведение оптимизации укладки слоев композитных силовых элементов.

2. Показано, что применение предложенной методики позволило снизить массу силового набора хвостовой части легкого самолета DA-62 на 26,15 %.

Литература

- [1] Ю Сун Чул. *Проектирование и исследование конструкции горизонтального оперения гражданского транспортного самолета*. Автореф. Дис. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2005. 24 с.
- [2] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005, 406 с.
- [3] Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата. *Технология машиностроения*, 2021, № 3, с. 34–36.
- [4] Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [5] DA 62. The ultimate flying machine. *diamondaircraft.com: веб-сайт*. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/> (дата обращения: 15.02.2021).
- [6] Суслов Ю.В. *Летная эксплуатация систем и технология работы экипажа самолета DA 42*. Ульяновск, УВАУ ГА(И), 2010. 187 с.
- [7] Чепурных И.В. *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Комсомольск-на-Амуре, КНАГТУ, 2013. 137 с.

- [8] *Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов*. Москва, Межгосударственный авиационный комитет, 2014. 207 с.
- [9] Подружин Е.Г., Степанов В.М., Рябчиков П.Е. *Конструирование и проектирование летательных аппаратов. Фюзеляж*. Москва, Юрайт, 2018. 105 с.
- [10] Тарасов Ю.Л., Лавров Ю.Л. *Расчет на прочность элементов консультации самолета*. Самара, СГАУ, 2000. 112 с.
- [11] Aung P.W., Tatarnikov O.V., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, art. 044094, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [12] ANSYS Fluent. *ansys.com: веб-сайт*. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (дата обращения: 15.02.2021).
- [13] 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, № 12, с. 106–116, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [14] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Coupled CFD-based shape optimization of wing of reusable space vehicle of tourist class. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 2, art. 022108, doi: 10.1088/1757-899X/709/2/022108
- [15] Yeswanth I.V.S., Andrews A.A.E. Parametric optimization of composite drive shaft using Ansys Workbench 14.0. *IJMET*, 2017, vol. 8, no. 5, pp. 10–23.
- [16] Тун Лин Хтет. Анализ расчетных случаев нагружения фюзеляжа самолета и топологическая оптимизация его силового набора. *Сб. тез. XLIV Академические чтения по космонавтике*. Т. 1. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, с. 142–144.
- [17] Tun Lin Htet., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [18] Gui X., Xiao M., Zhang Y., et al. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Adv. Comput. Sci. Res.*, 2017, vol. 74, pp. 841–850, doi: <https://dx.doi.org/10.2991/iccia-17.2017.152>

References

- [1] Yu Sun Chul. *Proektirovanie i issledovanie konstruksii gorizontal'nogo opereniya grazhdanskogo transportnogo samoleta*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Design and research on horizontal tail construction of civil transport aircraft. Abs. kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2005. 24 p.
- [2] Zhitomirskiy G.I. *Konstruksiya samoletov* [Aircraft construction]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 406 p.
- [3] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Complex method for designing wing construction of reusable spacecraft. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2021, no. 3, pp. 34–36 (in Russ.).
- [4] Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [5] DA 62. The ultimate flying machine. *diamondaircraft.com: website*. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/> (accessed: 15.02.2021).
- [6] Suslov Yu.V. *Letnaya ekspluatatsiya sistem i tekhnologiya raboty ekipazha samoleta DA 42* [Flight exploitation and work technique for the crew of DA 42 aircraft]. Ulyanovsk, UVAU GA(I) Publ., 2010. 187 p.

- [7] Chepurnykh I.V. *Prochnost' konstruksiy letatel'nykh apparatov* [Aircraft construction strength]. Komsomol'sk-na-Amure, KnAGTU Publ., 2013. 137 p.
- [8] *Aviatsionnye pravila. Chast' 23. Normy letnoy godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov* [Aviation rules. Part 23. Civil airworthiness requirements for light aircraft]. Moscow, Mezhdgosudarstvennyy aviatsionnyy komitet Publ., 2014. 207 p.
- [9] Podruzhin E.G., Stepanov V.M., Ryabchikov P.E. *Konstruirovaniye i proektirovaniye letatel'nykh apparatov. Fyuzelyazh* [Construction and design of aircraft]. Moscow, Yurayt Publ., 2018. 105 p.
- [10] Tarasov Yu.L., Lavrov Yu.L. *Raschet na prochnost' elementov konsul'tatsii samoleta* [Strength calculation of aircraft construction elements]. Samara, SGAU Publ., 2000. 112 p.
- [11] Aung P.W., Tatarnikov O.V., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 4, art. 044094, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/4/044094>
- [12] ANSYS Fluent. *ansys.com: website*. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (accessed: 15.02.2021).
- [13] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part 1. The rationale for selecting wing geometry and the calculation of airloads. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2016, no. 12, c. 106–116, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98> (in Russ.).
- [14] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Coupled CFD-based shape optimization of wing of reusable space vehicle of tourist class. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 2, art. 022108, doi: 10.1088/1757-899X/709/2/022108
- [15] Yeswanth I.V.S., Andrews A.A.E. Parametric optimization of composite drive shaft using Ansys Workbench 14.0. *IJMET*, 2017, vol. 8, no. 5, pp. 10–23.
- [16] Tun Lin Khtet. [Topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure]. *Sb. tez. XLIV Akademicheskije chteniya po kosmonavtike*. T. 1 [Abs. XLIV Academic readings on Cosmonautics. Vol. 1]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2020, pp. 142–144 (in Russ.).
- [17] Tun Lin Htet., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [18] Gui X., Xiao M., Zhang Y., et al. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Adv. Comput. Sci. Res.*, 2017, vol. 74, pp. 841–850, doi: <https://dx.doi.org/10.2991/iccia-17.2017.152>

Статья поступила в редакцию 19.06.2021

Информация об авторах

ТУН Лин Хтет — 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: tunlinhtet64509@gmail.com).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@gmail.com).

Information about the authors

TUN Lin Htet — Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: tunlinhtet64509@gmail.com).

PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9, с. 97–107, doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-97-107

Please cite this article in English as:

Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Design Optimization of Shape and Layup Sequence of Polymer Composite Load Bearing Elements of Light Aircraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 9, pp. 97–107, doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-97-107



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям учебник В.И. Феодосьева «Сопроотивление материалов»

Книга соответствует традиционной программе технических вузов. Излагаются следующие разделы курса сопротивления материалов: растяжение, кручение, изгиб, статически неопределимые системы, теория напряженного состояния, теория прочности, толстостенные трубы и тонкостенные оболочки, прочность при переменных напряжениях, расчеты при пластических деформациях, устойчивость и методы испытаний. По сравнению с предыдущими изданиями она сокращена за счет разделов, которые на лекциях обычно не читаются, и дополнена некоторыми элементарными сведениями по композитным материалам.

Для студентов технических вузов. Может быть полезна аспирантам и преподавателям, а также специалистам, деятельность которых связана с вопросами прочности, жесткости, устойчивости и надежности элементов конструкций, машин и приборов.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru