

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.023.46

doi: 10.18698/0536-1044-2022-1-53-60

Топологическая оптимизация силового элемента отсека летательного аппарата из металломатричного композиционного материала

И.С. Магидов¹, К.В. Михайловский²¹ АО «Гос МКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка»² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Topological Optimization of the Strength Element of the Aircraft Compartment Made of Metal-Matrix Composite Material

I.S. Magidov¹, K.V. Mikhaylovskiy²¹ Raduga State Machine-Building Design Bureau named after A.Ya. Bereznyak² Bauman Moscow State Technical University

Для повышения весовой эффективности деталей перспективных объектов авиационной и ракетно-космической техники активно внедряются аддитивные технологии и методы топологической оптимизации, направленные на существенное снижение временных и финансовых затрат при изготовлении и создании принципиально новых геометрических решений. Рассмотрены подходы к выбору геометрических параметров силовых элементов корпуса летательного аппарата из металломатричного композиционного материала на основе титанового сплава ВТ6, армированного мелкодисперсным порошком карбида кремния, который изготавливают по технологии прямого лазерного выращивания. На основе численного моделирования определены зависимости физико-механических и теплофизических характеристик металломатричного композиционного материала от объемного содержания карбида кремния. Установлено, что применение металломатричного композиционного материала и оптимизация геометрических параметров с адаптацией под технологию прямого лазерного выращивания позволяют уменьшить массу силового элемента корпуса летательного аппарата более чем на 30 % (в зависимости от габаритных размеров).

Ключевые слова: летательный аппарат, прямое лазерное выращивание, топологическая оптимизация шпангоута, металломатричный композиционный материал

At present, in order to increase the weight efficiency of parts and structures of promising aircraft and rocket-space vehicles, various types of additive technologies and topological optimization methods are being actively introduced. Their purpose is a significant reduction in time and financial costs in the manufacture and creation of fundamentally new geometric solutions. The article considers approaches to selecting the geometric parameters of the strength elements of the flight vehicle body made of a metal-matrix composite material based on VT6

titanium alloy, reinforced with a finely dispersed silicon carbide powder, which is produced by direct laser growth technology. On the basis of numerical simulation, the dependences of the metal-matrix composite material physicomachanical and thermophysical characteristics on the volume fraction of silicon carbide have been determined. It was found that the use of a metal-matrix composite material and the optimization of geometric parameters with adaptation to the direct laser growth technology allows reducing the weight of the strength element of the flight vehicle body by more than 30% (depending on the overall dimensions).

Keywords: flight vehicle, direct laser growth, frame topological optimization, metal-matrix composite material

Благодаря хорошим показателям по удельной прочности и жесткости силовые шпангоуты из титановых сплавов (BT4, BT6, BT20 и др.) широко применяют в современных конструкциях авиационной и ракетно-космической техники [1]. С развитием аддитивных технологий селективного лазерного сплавления, электролучевого сплавления, прямого лазерного выращивания (ПЛВ) и методов оптимизации стало возможным изменять геометрические параметры традиционных силовых элементов летательных аппаратов для повышения их весовой эффективности.

В аддитивных технологиях преимущественно используют мелкодисперсные порошки фракцией 50...100 мкм из титановых сплавов Ti_6Al_4V , $TiAl_6Nb_7$ и др. [2]. По сравнению с изделиями, выполненными по литейным и гранульным технологиям, детали, изготовленные с помощью аддитивных технологий и топологической оптимизации, имеют выигрыш в массе, но из-за более низких физико-механических характеристик требуют дополнительных утолщений геометрических параметров элементов [3].

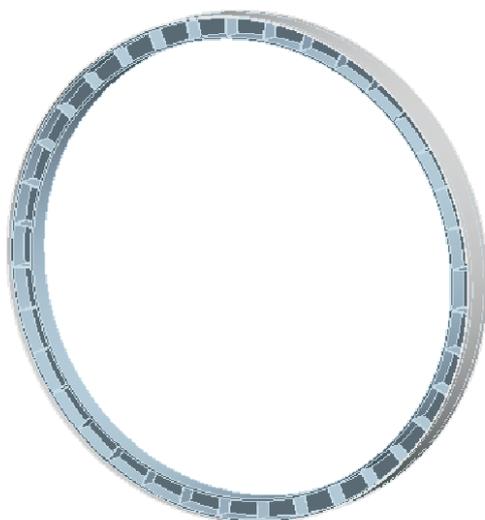


Рис. 1. Геометрическая модель исходного шпангоута из сплава BT6

Для повышения физико-механических характеристик титановых сплавов применяют непрерывные рубленые керамические волокна и порошки карбидной и нитридной керамики (SiC , $SiCN$, Si_3N_4 и др.).

В работе [3] показано, что добавление керамического порошка в сплав титана с никелем повышает физико-механические характеристики на 15 %, но уменьшает деформативность. Для снижения трудо- и материалоемкости рационально использовать методы топологической оптимизации [4–7].

На основе изложенного, задача работы заключается в повышении весового совершенства, физико-механических характеристик и снижении материалоемкости силовых элементов летательного аппарата при их создании путем внедрения ПЛВ и дисперсно-упрочненного титанового сплава BT6 порошком карбида кремния. Обоснование разработки и применения в деталях дисперсно-упрочненного титанового сплава BT6 рационально рассматривать на конкретном силовом элементе летательного аппарата — шпангоуте, расположенном в области крыльев (рис. 1).

Цель работы — выбор и оптимизация геометрических параметров сверхлегкого шпангоута из дисперсно-упрочненного порошком карбида кремния титанового сплава BT6, изготавливаемого по технологии ПЛВ.

Исходные данные для моделирования. В качестве объекта исследования выбран силовой шпангоут диаметром 960 мм, высотой 45 мм и общей массой 8,5 кг, выполненный из титанового сплава BT6 по литейной технологии. Физико-механические и теплофизические характеристики титанового сплава BT6 при комнатной температуре приведены в табл. 1 [8].

Для улучшения характеристик титанового сплава BT6 и получения металлматричного композиционного материала выбран порошок карбида кремния фракцией 50...100 мкм с фи-

Таблица 1

Физико-механические и теплофизические характеристики титанового сплава ВТ6 при комнатной температуре

Характеристика	Титановый сплав ВТ6	Карбид кремния
Плотность, кг/м ³	4430	3210
Модуль упругости, ГПа	122,6	350,0
Коэффициент Пуассона	0,30	0,19
Предел прочности при растяжении, МПа	885	350
Относительное удлинение при растяжении, %	10,00	0,25
Температурный коэффициент линейного расширения, К ⁻¹	$8,3 \cdot 10^{-6}$	$4,5 \cdot 10^{-6}$
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	9,2	32,0
Фракция порошка, мкм	100...150	50...100

зико-механическими и теплофизическими характеристиками, указанными в табл. 1 [9]. Размеры частиц порошка карбида кремния позволяют создать крыльевой шпангоут из металломатричного композиционного материала с применением ПЛВ.

В настоящее время по технологии ПЛВ в России можно изготавливать детали и конструкции с габаритными размерами 2000×2000×800 мм. Одной из компаний, производящей детали по технологии ПЛВ на установках собственного производства ИЛИСТ-Л и ИЛИСТ-ХЛ, является Институт лазерных и сварочных технологий [10].

Прогнозирование характеристик металломатричного композиционного материала. Для технологии ПЛВ нет необходимых справочных данных о зависимости характеристик металломатричного композиционного материала от объемного содержания карбида кремния, поэтому их необходимо спрогнозировать.

Расчет характеристик дисперсно-упрочненного металломатричного композиционного ма-

териала (ДУМКМ) проведен с использованием программного комплекса ANSYS Academic Research Mechanical and CFD, где строились представительные элементы объема, задавались свойства компонентов и прикладывались единичные силовые и тепловые нагрузки.

Для расчета использованы следующие данные и допущения:

- физико-механические и теплофизические характеристики исходных материалов ДУМКМ не зависят от температуры;
- при реализации технологии ПЛВ в ДУМКМ отсутствуют поры;
- частицы порошка карбида кремния диаметром 50...100 мкм имеют идеальную сферическую форму;
- диапазон варьирования объемного содержания карбида кремния в ДУМКМ составляет 1...5 %, шаг — 1 % (более чем 5%-ное содержание карбида кремния может привести к существенному снижению деформативности материала).

Спрогнозированные физико-механические характеристики ДУМКМ приведены в табл. 2,

Таблица 2

Спрогнозированные физико-механические характеристики ДУМКМ на основе титанового сплава ВТ6 и порошка карбида кремния

Объемное содержание карбида кремния, %	Модуль упругости, ГПа	Предел прочности при растяжении, МПа	Модуль сдвига, ГПа	Плотность, кг/м ³	Относительное удлинение, %
1	139,7	1335	53,9	4388	5,5
2	148,7	1350	57,6	4326	5,3
3	157,9	1378	61,3	4264	5,0
4	167,4	1395	65,1	4202	4,6
5	177,2	1410	69,0	4140	4,2

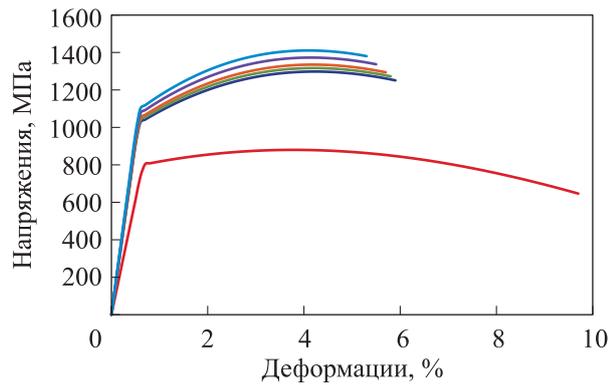


Рис. 2. Расчетные диаграммы численного моделирования экспериментов на растяжение образцов ДУМКМ при объемном содержании карбида кремния $g_{SiC} = 0$ (—), 1 (—), 2 (—), 3 (—), 4 (—) и 5 % (—)

а расчетные диаграммы численного моделирования экспериментов на растяжение образцов ДУМКМ — на рис. 2.

Из рис. 2 видно, что с повышением объемного содержания карбида кремния до 5 % происходит увеличение предела прочности на растяжение и снижение деформативности материала.

Экспериментальные исследования ДУМКМ. С учетом результатов моделирования рассмотрена возможность выполнения образцов из ДУМКМ по технологии ПЛВ. Экспериментальные исследования проведены в Институте лазерных и сварочных технологий, где были изготовлены образцы ДУМКМ с габаритными размерами $60 \times 50 \times 2$ мм (рис. 3) для изучения распределения упрочняющего порошка карбида кремния в матричном материале (рис. 4).

Установлено, что при добавлении более 1 % карбида кремния в ДУМКМ образуются дефекты и трещины, которые вызваны наличием остаточных напряжений, обусловленных, в том числе неидеальной сферической формой частиц порошка карбида кремния, температурными градиентами в материале при ПЛВ и возможным образованием карбида титана на границе раздела.

Показано, что технология ПЛВ обеспечивает равномерное распределение упрочняющего порошка карбида кремния в матричном материале с остаточной пористостью не более 3 %, позволяя изготавливать детали и силовые элементы из ДУМКМ.

На основании результатов моделирования и экспериментальных исследований выбран

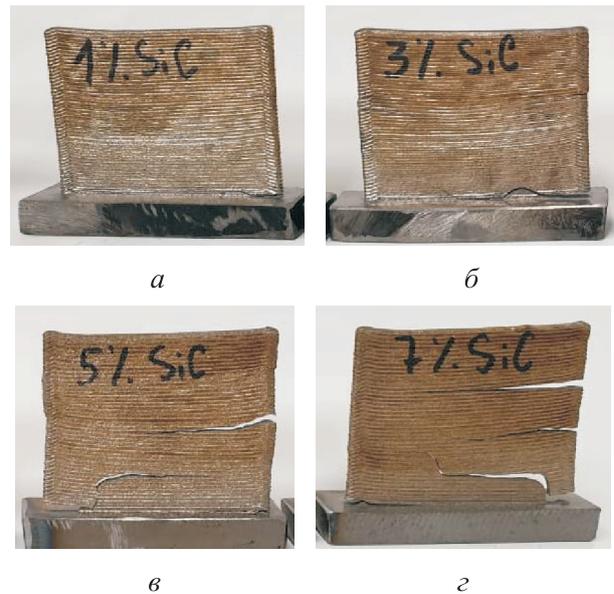


Рис. 3. Внешний вид образцов ДУМКМ на основе титанового сплава ВТ6 с объемным содержанием карбида кремния $g_{SiC} = 1$ (а), 3 (б), 5 (в) и 7 % (г)

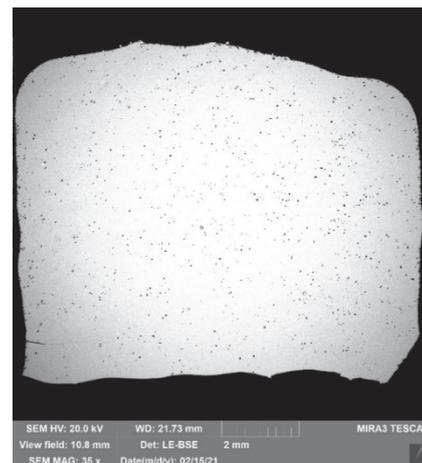


Рис. 4. Микроструктура образца ДУМКМ с объемным содержанием карбида кремния $g_{SiC} = 1\%$

ДУМКМ с объемным содержанием карбида кремния $g_{SiC} = 1\%$, реализуемый по технологии ПЛВ и имеющий более высокие физико-механические характеристики, чем исходный титановый сплав ВТ6.

Оптимизация шпангоута из ДУМКМ. На элементы силового шпангоута действуют не только силовые, но и тепловые нагрузки, поэтому для определения температурных градиентов необходимо знать теплофизические характеристики ДУМКМ. В связи с этим выполнен расчет коэффициента теплопроводности ДУМКМ с объемным содержанием карбида кремния $g_{SiC} = 1\%$ в зависимости от направления.

В направлении осей X и Z коэффициент теплопроводности ДУМКМ составил $9,34 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, в направлении оси Y — $9,35 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Отсюда следует, что значения коэффициента теплопроводности ДУМКМ с объемным содержанием карбида кремния $g_{\text{SiC}} = 1\%$ практически не зависят от направления, вследствие чего материал можно считать изотропным.

Сначала выполнен расчет исходного шпангоута из ВТ6 с сечением в виде швеллера и элементом обшивки из алюминиевого сплава АМг6 [11]. Моделирование шпангоута проведено при следующих допущениях и граничных условиях:

- с учетом симметрии конструкции расчет выполнен для половины модели;
- момент, действующий от крыла к шпангоуту, приложен к внешней поверхности обшивки и равен $11\,340 \text{ Н}\cdot\text{м}$;
- температура наружной обшивки, полученная на основе решения задачи внешней аэродинамики, составляет $66 \text{ }^\circ\text{C}$;
- конечно-элементные модели обшивки и шпангоута соединены с помощью контактных элементов;
- физико-механические и теплофизические характеристики материалов обшивки и шпангоута не зависят температуры.

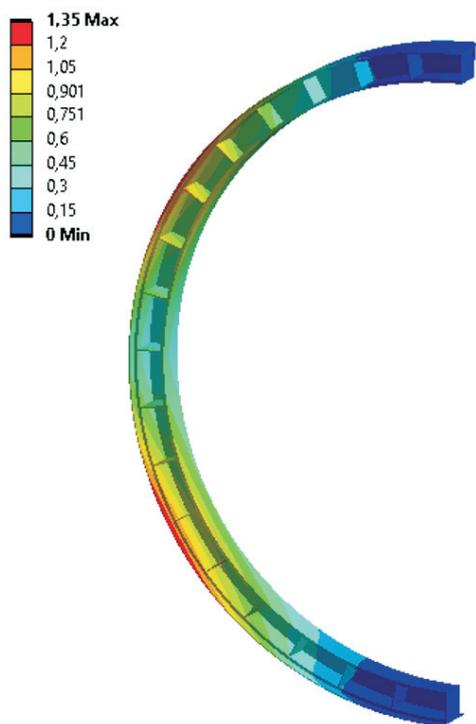


Рис. 5. Распределение общих перемещений, мм, в шпангоуте из ВТ6 под действием нагрузок

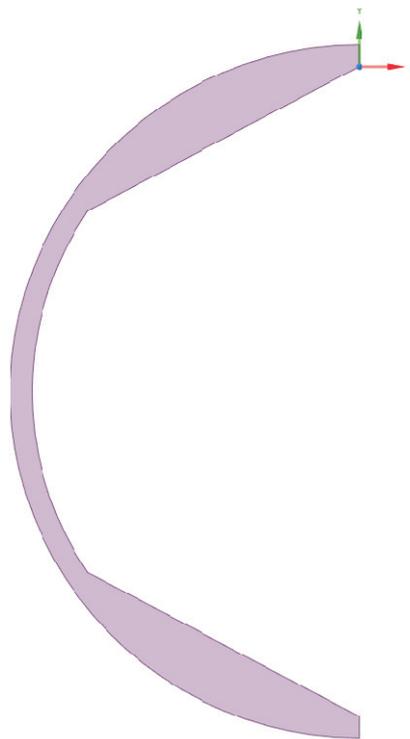


Рис. 6. Исходная геометрическая модель шпангоута для топологической оптимизации

Оценка напряженно-деформированного состояния шпангоута проводилась с использованием программного комплекса ANSYS Academic Research Mechanical and CFD, где строились конечно-элементные модели, прикладывались силовые и тепловые нагрузки.

Показано, что при действии нагрузок, соответствующих эксплуатационным, в шпангоуте из ВТ6 возникает сложное напряженно-деформированное состояние с областями концентраций напряжений, а максимальные перемещения составляют $1,35 \text{ мм}$ (рис. 5). Изготовление шпангоута из ДУМКМ по технологии ПЛВ позволяет снизить общие перемещения на 24% , а масса достигает $6,9 \text{ кг}$, что ниже на 18% .

Чтобы повысить весовую эффективность применения ДУМКМ в шпангоуте, выполнена топологическая оптимизация при следующих дополнительных параметрах и ограничениях:

- области топологической оптимизации не затрагивают теоретический (внешний) контур шпангоута и места закрепления (рис. 6);
- конечно-элементная модель состоит из тетраэдральных десятиузловых конечных элементов размером 2 мм ;
- для оптимизации использован метод SIMP [12–16].



Рис. 7. Распределение общих перемещений, мм, в оптимальном шпангоуте из ДУМКМ под действием нагрузок

Расчетная масса заготовки составила 15,22 кг, превысив исходную на 79 %, в связи с чем, необходимо установить начальное ограничение по минимизации массы не менее 50 %. После расчета и топологической оптимизации получена конечно-элементная модель, требующая доработки и адаптации к геометрической модели. Кроме того, необходимо учитывать особенности технологии ПЛВ при изготовлении для минимизации поддержек и снижения материалоемкости.

Оптимальная геометрическая модель шпангоута из ДУМКМ с объемным содержанием карбида кремния $g_{SiC} = 1\%$, которую можно изготовить по технологии ПЛВ, имеет массу 4,94 кг, что на 41,9 % легче исходного варианта из сплава ВТ6.

Анализ результатов расчета напряженно-деформированного состояния оптимального шпангоута из ДУМКМ при действии нагрузок, соответствующих эксплуатационным, показал, что общие перемещения увеличиваются на 0,26 мм, а напряжения на 211 МПа (рис. 7).

Выводы

1. Проведены математическое моделирование представительного элемента объема ДУМКМ и экспериментальные исследования, позволившие установить:

- влияние объемного содержания карбида кремния на физико-механические и теплофизические характеристики ДУМКМ;
- зависимость микроструктуры и особенностей формирования трещин в ДУМКМ от объемного содержания карбида кремния;
- достижение равномерного распределения упрочняющего порошка SiC в ДУМКМ, изготавливаемом по технологии ПЛВ.

2. Выполнена топологическая оптимизация шпангоута из ДУМКМ с учетом технологии ПЛВ. Показано, что его массу можно снизить до 42 % по сравнению с таковой для исходного варианта из сплава ВТ6.

3. Полученные результаты могут быть полезны на стадии эскизного проектирования силовых элементов деталей и узлов летательных аппаратов.

Литература

- [1] Чукин М.В., Полякова М.А., Барышников М.П. *Композиционные материалы. Материаловедение композиционных материалов*. Магнитогорск, МГТУ, 2008. 219 с.
- [2] Ильющенко А.Ф. Порошковые материалы для 3D-печати. В: *Наноструктурные материалы: технологии, свойства, применение*. Минск, Белорусская наука, 2017, с. 304–312.
- [3] Промахов В.В., Жуков А.С., Зиятдинов М.Х. и др. Получение металломатричных композиционных материалов с применением аддитивной технологии прямого лазерного выращивания. *Аддитивные технологии: настоящее и будущее. Мат. V Межд. конф.* Москва, ВИАМ, 2019, с. 317–335.
- [4] Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании. *Вестник МГТУ имени Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 15–28, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28>

- [5] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал. Наука и инновации*, 2013, № 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-638>
- [6] 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, т. 17, № 1, с. 38–43.
- [7] Барановски С.В., Михайловский К.В. Оптимизация основных геометрических характеристик силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2019, т. 50, № 3, с. 87–99.
- [8] ГОСТ 22178–76. Листы из титана и титановых сплавов. Технические условия. Москва, Стандартинформ, 2005. 18 с.
- [9] Рабинович В.А., Хавин З.Я. Кремния карбид. *Краткий химический справочник*. Ленинград, Химия, 1977. 74 с.
- [10] Туричин Г.А., Земляков Е.В., Климова О.Г. и др. Прямое лазерное выращивание — перспективная аддитивная технология для авиадвигателестроения. *Сварка и диагностика*, 2015, № 3, с. 54–57.
- [11] ГОСТ 13726–97. Ленты из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия. М., Стандартинформ, 2005. 21 с.
- [12] Комаров В.А. Повышение жесткости конструкций топологическими средствами. *Вестник СГАУ*, 2003, т. 3, № 1, с. 24–37.
- [13] Кротких А.А., Максимов П.В. Исследование и модификация метода топологической оптимизации SIMP. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2016, т. 55, № 1, doi: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2017.55.071>
- [14] Темис Ю.М., Якушев Д.А. Оптимизация конструкции деталей и узлов ГТД. *Вестник СГАУ*, 2011, № 3-1, с. 183–188.
- [15] Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Топологическая оптимизация переходного отсека КА. *Аэрокосмический научный журнал*, 2016, № 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_27438021_12618539.pdf
- [16] Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин. *Вестник СГАУ*, 2015, № 3-1, с. 139–147, doi: <https://doi.org/10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147>

References

- [1] Chukin M.V., Polyakova M.A., Baryshnikov M.P. *Kompozitsionnye materialy. Materialovedenie kompozitsionnykh materialov* [Composite materials. Materialogy of composites]. Magnitogorsk, MGTU Publ., 2008. 219 p. (In Russ.).
- [2] Il'yushchenko A.F. Poroshkovyye materialy dlya 3D-pechati [Powder materials for 3D printing]. V: *Nanostrukturnyye materialy: tekhnologii, svoystva, primenenie* [In: Nanostructure materials: technologies, properties and application]. Minsk, Belorusskaya nauka Publ., 2017, pp. 304–312. (In Russ.).
- [3] Promakhov V.V., Zhukov A.S., Ziatdinov M.Kh., et al. [Producing metal-matrix composites using additive technology of direct laser growth]. *Additivnyye tekhnologii: nastoyashchee i budushchee. Mat. V mezhd. konf.* [Additive Technologies: Present and Future. Proc. 5th Int. Conf.]. Moscow, VIAM Publ., 2019, pp. 317–335. (In Russ.).
- [4] Mikhaylovskiy K.V., Baranovskiy S.V. Determining aerodynamic loads affecting an aircraft wing during parametric modelling taking the main airliner components into account. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2018, no. 5, pp. 15–28, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28> (in Russ.).
- [5] Reznik S.V. Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 3, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-638> (in Russ.).
- [6] 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, vol. 17, no. 1, pp. 38–43. (In Russ.).

- [7] Baranovski S.V., Mikhaylovskiy K.V. Topology optimization of polymer composite wing load-bearing element geometry. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2019, vol. 50, no. 3, pp. 87–99. (In Russ.).
- [8] GOST 22178–76. *Listy iz titana i titanovykh splavov. Tekhnicheskie usloviya* [State standard GOST 22178–76. Titanium and titanium alloys sheets. Specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 2005. 18 p. (In Russ.).
- [9] Rabinovich V.A., Khavin Z.Ya. *Kremniya karbid. Kratkiy khimicheskiy spravochnik* [Silicone carbide. Short chemical handbook]. Leningrad, Khimiya Publ., 1977. 74 p. (In Russ.).
- [10] Turichin G.A., Zemlyakov E.V., Klimova O.G., et al. Direct laser growth — prospective additive technology for aircraft-engine-building. *Svarka i diagnostika*, 2015, no. 3, pp. 54–57. (In Russ.).
- [11] GOST 13726–97. *Lenty iz alyuminiya i alyuminiyevykh splavov. Tekhnicheskie usloviya* [State standard GOST 13726–97. Aluminium and aluminium alloys strips. Specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 2005. 21 p. (In Russ.).
- [12] Komarov V.A. Structure stiffening by topological changes. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2003, vol. 3, no. 1, pp. 24–37. (In Russ.).
- [13] Krotkikh A.A., Maksimov P.V. The analysis of methods of refinement of the finite element model after topology optimization. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal* [International Research Journal], 2016, vol. 55, no. 1, doi: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2017.55.071> (in Russ.).
- [14] Temis Yu.M., Yakushev D.A. GTE parts optimal design. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2011, no. 3-1, pp. 183–188. (In Russ.).
- [15] Borovikov A.A., Tenenbaum S.M. Topology optimization of spacecraft adapter. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal*, 2016, no. 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_27438021_12618539.pdf (in Russ.).
- [16] Vasil'yev B.E., Magerramova L.A. Analysis of the possibility of using topology optimization in the design of uncooled turbine rotor blades. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2015, no. 3-1, pp. 139–147, doi: <https://doi.org/10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147> (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 21.06.2021

Информация об авторах

МАГИДОВ Илья Сергеевич — инженер-технолог третьей категории. АО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка» (141983, Дубна, Российская федерация, ул. Жуковского, д. 2а, e-mail: j-bright@mail.ru).

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

Information about the authors

MAGIDOV Ilya Sergeevich — Manufacturing Process Engineer of the 3rd Category. Raduga State Machine-Building Design Bureau named after A.Ya. Bereznayak (141983, Dubna, Russian Federation, Zhukovskogo Str., Bldg. 2a, e-mail: j-bright@mail.ru).

MIKHAYLOVSKIY Konstantin Valeryevich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya Str., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Магидов И.С., Михайловский К.В. Топологическая оптимизация силового элемента отсека летательного аппарата из металломатричного композиционного материала. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 1, с. 53–60, doi: [10.18698/0536-1044-2022-1-53-60](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-1-53-60)

Please cite this article in English as:

Magidov I.S., Mikhaylovskiy K.V. Topological Optimization of the Strength Element of the Aircraft Compartment Made of Metal-Matrix Composite Material. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 1, pp. 53–60, doi: [10.18698/0536-1044-2022-1-53-60](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-1-53-60)