

DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.10

УДК 629.7.01

С.Н. Шапошников, Е.А. Кишов, Л.Д. Зимнякова

Самарский национальный исследовательский университет им. академика

С.П. Королева, Самара, Россия

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРОНШТЕЙНА КРЕПЛЕНИЯ ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Объектом исследования является кронштейн крепления оптического солнечного датчика. Целью работы является снижение массы кронштейна крепления прибора (солнечного датчика) космического аппарата с учетом требований по прочности и тепловому сопротивлению. Снижение массы кронштейна проведено с использованием метода топологической оптимизации на основе SIMP-модели материала в постановке на минимум энергии деформации при ограничении на объем (количество) материала. Для прочностных и тепловых расчетов конструкции используется метод конечных элементов. Расчеты на прочность и топологическая оптимизация проводились в системе конечно-элементного анализа ANSYS Workbench 18.2. В результате топологической оптимизации получена картина оптимального распределения материала в проектной области для разных объемных долей материала. На основе полученных результатов построена новая твердотельная геометрическая модель кронштейна в системе Siemens NX, учитывающая технологические требования и обеспечивающая возможность изготовления детали механической обработкой. Результаты поверочного расчета на прочность для двух случаев нагружения, соответствующих старту носителя и максимальной продольной перегрузке, показали достаточную прочность конструкции. В программном модуле Steady State Thermal решена задача по нахождению распределения температур в кронштейне в стационарной постановке. Результаты теплового расчета показывают, что конструкция удовлетворяет требованиям по тепловому сопротивлению. В результате работы достигнуто снижение массы детали в 2,5 раза без потери несущей способности конструкции, по сравнению с исходным вариантом. Намечены направления дальнейшей работы по уточнению методики проектирования деталей такого типа на основе выполнения связанного термомеханического расчета в процессе топологической оптимизации.

Ключевые слова: топологическая оптимизация, космический аппарат, кронштейн, оптический солнечный датчик, метод конечных элементов, оптимальное проектирование, снижение массы, Ansys, тепловое сопротивление, энергия деформации, SIMP-модель, прочность, тепловой расчет.

S.N. Shaposhnikov, E.A. Kishov, L.D. Zimnyakova

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

DESIGN OF THE MOUNTING BRACKET FOR THE OPTICAL SOLAR SENSOR OF THE SPACECRAFT USING TOPOLOGICAL OPTIMIZATION

Object of the research is a bracket of solar sensor mounting of spacecraft. Goal of the research is to reduce mass of the spacecraft bracket subject to strength and thermal resistance considerations. Mass reduction is carried using topology optimization based on SIMP-material model (Solid Isotropic Material with Penalization). Optimization problem statement is compliance(or strain energy) minimization subject to volume constraint. For strength and thermal analysis finite element method is used implemented in Ansys Workbench 18.2 software. As result of topology optimization, a material distribution data inside a design domain is obtained for different volume fractions. Based on that result new CAD-model has been developed using Siemens NX software which taking into account manufacturing constraints and providing manufacturing of the designed part using machining. Structural analysis performed for two load cases corresponds to launch regime and maximum lateral acceleration has shown that optimized structure has sufficient strength. Thermal analysis performed in Steady State Thermal software module has shown that thermal resistance requirement also met. As result of proposed research bracket mass reduction of 2.5 times has been achieved. Directions of future work has been outlined. Improvement of proposed method may consist from incorporating of coupled thermal-structure analysis into topology optimization process.

Keywords: topology optimization, spacecraft, bracket, optical solar sensor, finite element method, optimal design, mass reduction, Ansys, thermal resistance, compliance, SIMP-model, strength, thermal analysis.

Введение

Снижение массы конструкции при сохранении ее прочностных и жесткостных характеристик – одна из важнейших инженерных задач в аэрокосмической отрасли. Обеспечение минимума массы напрямую связано с поиском оптимальных геометрических параметров проектируемого изделия. Метод оптимизации топологии решает эту проблему путем наивыгоднейшего в определенном смысле распределения заданного количества материала в проектной области [1, 2].

Топологическая оптимизация представляет собой наиболее общий подход к определению наилучшей формы детали на начальном этапе проектирования. Общность означает, что по ходу оптимизационного процесса изменяется не только внешняя форма детали, но и ее топология, т.е. связность (допускается появление / исчезновение полостей или пустот).

Объектом исследования является кронштейн крепления оптического солнечного датчика (ОСД) космического аппарата (КА). Традиционно топологическая оптимизация используется для проектирования конструкций под требования механики, т.е. под заданную прочность, жесткость и т.п. Особенность данной работы в том, что на кронштейн солнечного датчика, помимо этого, накладывается специфическое требование по тепловому сопротивлению: он должен проводить тепло достаточно хорошо, чтобы не допустить перегрева установленного на нем прибора (конвективного теплообмена нет, так как изделие функционирует в космосе, т.е. фактически в вакууме). Ограничение по тепловому сопротивлению в совокупности с требованием по обеспечению минимальной массы образует «диалектическое» противоречие: с точки зрения механики конструкция должна быть как можно более «ажурной», тогда как с точки зрения теплопередачи она должна быть как можно более «массивной». Поиск компромисса в этом вопросе и определяет в конечном счете итоговую форму детали.

Известно, что топологическая оптимизация, учитывающая только требования механики, приводит к конструкции, в которой усилия передаются по кратчайшим путям от

мест приложения нагрузок до закреплений. Если области подвода и отвода тепла в кронштейне совпадают с областями закреплений и приложения нагрузок, то можно предположить, что топологически оптимизированная по критериям механики конструкция будет обладать также и неплохими теплопроводящими свойствами. Поскольку в этом случае оптимальные «силопути» вполне могут совпасть с оптимальными «теплопутями». В задачу статьи входит исследовать эту гипотезу путем расчета теплового сопротивления кронштейна, оптимизированного по требованиям только механики, и сравнения с тепловым сопротивлением исходной конструкции, а также с допусаемым значением.

Одной из первых публикаций, посвященных задаче топологической оптимизации термоупругих систем, является статья [3]. В ней для минимизации податливости конструкций, испытывающих тепловые и механические воздействия, применяется метод гомогенизации. В работе [4] исследуется применение оригинального алгоритма оптимизации на основе двухточечной аналитической аппроксимации целевой функции и функции ограничений к решению задачи о подборе поперечных сечений силовых элементов термонагруженных конструкций. Причем температура в постановке задачи оптимизации выступает в качестве ограничения. Хорошо исследованным объектом в области топологической оптимизации термонагруженных конструкций в настоящее время можно считать различные пьезоэлектрические устройства и термоэлектрические генераторы [5]. Статья [6] посвящена эволюционному алгоритму оптимизации, учитывающему напряжения по Мизесу и собственные частоты колебаний и предназначенному для проектирования термобарьерных конструкций. Исследование [7] представляет собой удачную попытку введения ограничений по прочности в постановку задачи топологической оптимизации конструкций, нагруженных температурным полем. В некоторых случаях температурное поле в процессе оптимизации можно считать постоянным. Такого принципа придерживаются авторы работ [8] и [9], и на нем же базируется настоящая статья. Податливость (энергия деформации) является «классической» функцией цели, которая широ-

ко распространена также и среди различных термоупругих постановок задач топологической оптимизации. Однако в статье [10] данный подход не без оснований подвергается критике ввиду следующего противоречия. Элементы конструкции наибольшей жесткости при тепловом воздействии почти наверняка будут испытывать большие температурные напряжения. Это, в свою очередь, повлечет за собой необходимость увеличения поперечных сечений. Тогда как от более податливой конструкции естественно ожидать меньшего уровня температурных напряжений и, как следствие, меньшую массу. В данной работе тем не менее используется классическая постановка, так как, по опыту авторов, она хорошо зарекомендовала себя в задачах топологической оптимизации самой различной природы.

Постановка задачи на проектирование

Существующая конструкция кронштейна имеет вид, показанный на рис. 1. Кронштейн служит для крепления прибора, центр масс которого показан на рисунке. Масса детали 0,4 кг. Масса прибора 0,65 кг.

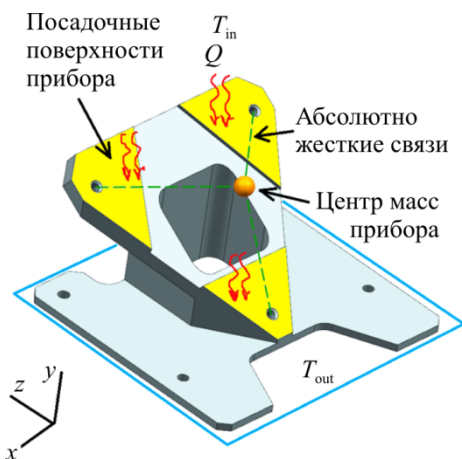


Рис. 1. Исходная конструкция кронштейна

Материал детали – алюминиевый сплав с характеристиками: модуль упругости $E = 68\,600$ МПа, предел прочности $\sigma_b = 315$ МПа. Кронштейн подвержен температурным и механическим воздействиям. К температурным относятся следующие воздействия:

- температура посадочных мест под прибор: $T_{in} = +45$ °С;
- тепловой поток от прибора: $Q = 3,5$ Вт.

Для обеспечения необходимого уровня теплопередачи от прибора к кронштейну площадь посадочных мест должна быть не меньше 2600 мм². Термическое сопротивление детали R_t , определяемое как

$$R_t = \frac{T_{out} - T_{in}}{Q}, \quad (1)$$

должно быть не более 3,0 К/Вт.

К механическим воздействиям на деталь относится объемная нагрузка в виде инерционной силы, обусловленной перегрузкой. Рассматривается два случая нагружения, соответствующих перегрузке на старте и максимальной продольной перегрузке ракеты-носителя. Величины ускорений $a = fng$, где n – коэффициент перегрузки, g – ускорение свободного падения, f – коэффициент безопасности, приведены в таблице.

Требование прочности к детали состоит в обеспечении уровня максимальных эквивалентных напряжений по Мизесу ниже предела прочности 315 МПа. На конструкцию накладывается также требование жесткости, которое формулируется в следующем виде: смещение центра масс прибора ни в одном из расчетных случаев не должно превышать 0,5 мм.

Ставится задача – снизить массу детали при обеспечении ее прочности, жесткости, а также при обеспечении требований по тепловому сопротивлению.

Расчетные случаи

Расчетный случай	Ось	Коэффициент безопасности f	Перегрузка n	Ускорение свободного падения g , м/с ²	Ускорение a , м/с ²
Старт	x	1,3	19,7	9,8	251,0
	y		1,0		12,7
	z		0,0		0,0
Макс. продольная перегрузка	x		9,8		-124,9
	y		15,3		194,9
	z		0,0		0,0

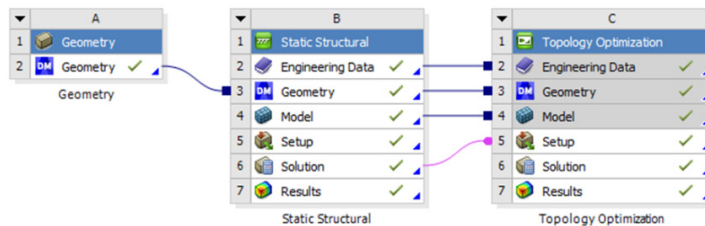


Рис. 2. Схема проекта в ANSYS Workbench

Топологическая оптимизация

На начальном этапе проектирования воспользуемся топологической оптимизацией, реализованной в системе ANSYS Workbench (рис. 2).

Идея топологической оптимизации состоит в следующем. Область пространства, в которую нужно «вписать» проектируемую конструкцию, заполняется непрерывной упругой средой, имеющей переменную жесткость, т.е. модуль упругости. Идея использования материала с переменным модулем упругости впервые была высказана в работе [11]. Для такого материала вводится связь между модулем упругости и плотностью: $E(\rho) = E_0\rho^3$. Последняя формула представляет собой так называемую SIMP-модель материала (Solid Isotropic Materialwith Penalization) [12].

Геометрическая модель проектной области кронштейна показана на рис. 3.

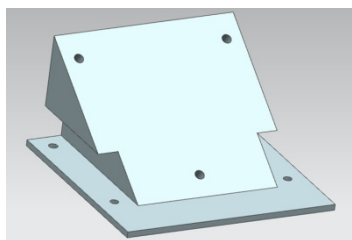


Рис. 3. Проектная область кронштейна

Постановка задачи оптимизации включала в себя минимизацию податливости (энергии деформации) конструкции при ограничении на количество материала:

$$U(\rho_1, \dots, \rho_n) = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u} \rightarrow \min,$$

$$\left\{ \begin{array}{l} g(\rho_1, \dots, \rho_n) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i - fV_0 \leq 0, \\ \mathbf{K} \mathbf{u} = \mathbf{f}, \\ \rho_{\min} \leq \rho_i \leq 1. \end{array} \right.$$

Здесь f – объемная доля материала (задается в долях или процентах); V_0 – объем проектной области, т.е. пространства, которое может занимать проектируемая конструкция; \mathbf{K} – матрица жесткости конструкции; \mathbf{u} – вектор перемещений; \mathbf{f} – вектор нагрузок. Плотности ρ_i ограничены снизу малой величиной $\rho_{\min} = 0,001$ для предотвращения плохой обусловленности системы уравнений равновесия.

Распределение материала для различных объемных долей показано на рис. 4. Визуализация распределения материала дана при помощи так называемой усеченной изоповерхности, когда остаются видимыми только те элементы, чья плотность выше порогового значения (в данном случае – выше 0,5).

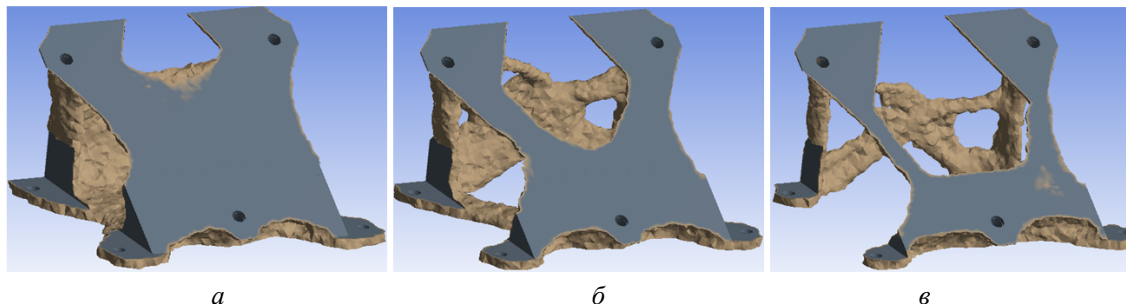


Рис. 4. Распределение материала при различных объемных долях: а – 30 %; б – 20 %; в – 10 %

Разработка новой конструкции

На основе распределения материала после топологической оптимизации построена новая геометрическая модель детали в программе Siemens NX. При разработке конструкции учитывалась возможность ее изготовления механической обработкой (рис. 5). Масса детали 0,19 кг. Данный проект – хороший пример того, как топологическая оптимизация может быть использована не только для создания «ажурных» изделий сложной формы, изготовление которых возможно только в рамках дорогостоящей по сегодняшним меркам металлической 3D-печати. Эта технология проектирования вполне пригодна и для деталей, допускающих производство традиционными способами.

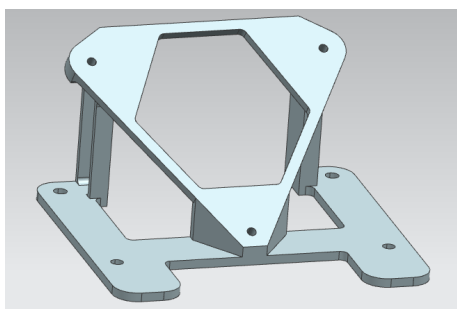


Рис. 5. Геометрическая модель оптимизированной детали

Для новой конструкции выполнены прочностной и тепловой расчеты. Причем температурное поле, полученное в результате тепловой задачи, использовалось в качестве нагрузки (источника температурных деформаций) в прочностной задаче (рис. 6).

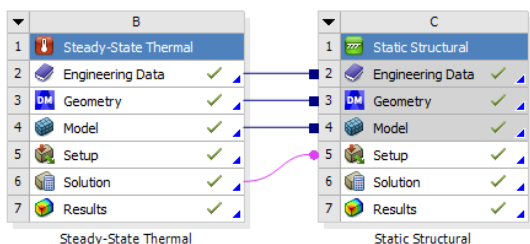


Рис. 6. Схема связанного термомеханического расчета в ANSYS Workbench

Граничные условия (ГУ) тепловой задачи состоят в следующем. К посадочным поверхностям (выделены желтым на рис. 1) подводится тепло мощностью 3,46 Вт (ГУ 2-го рода). Особенностью температурных граничных условий

(ГУ 1-го рода) является то, что температура посадочных мест T_{in} не должна превышать 45 °С. Из этого условия необходимо подобрать температурное ГУ на нижней поверхности. Расчеты показывают, что достаточно положить $T_{out} = 39$ °С. Конвекция отсутствует ввиду эксплуатационных особенностей изделия (работа в вакууме). Итоговое распределение значений температуры в модели приведено на рис. 7.

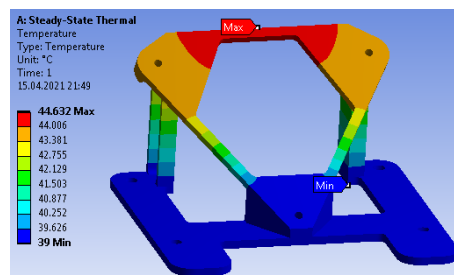


Рис. 7. Распределение температуры в оптимизированной конструкции

Термическое сопротивление детали, вычисленное по формуле (1) на основе результатов теплового расчета, составляет величину $R_t = 1,63$ К/Вт, что меньше допустимого значения 3 К/Вт. Следовательно, данная конструкция удовлетворяет требованию по термическому сопротивлению.

Результаты поверочного расчета детали на прочность для двух случаев нагружения приведены на рис. 8.

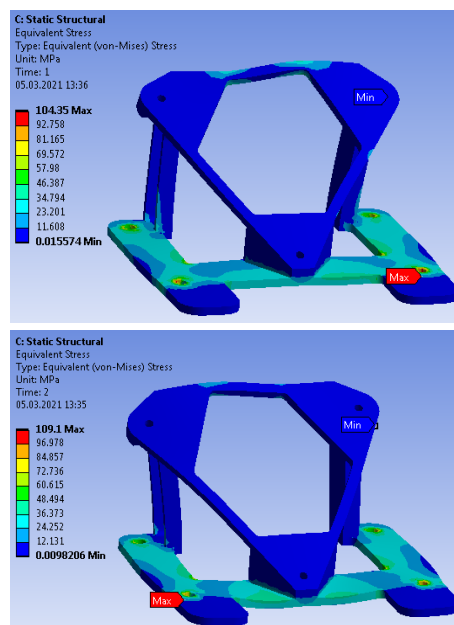


Рис. 8. Распределение эквивалентных напряжений в оптимизированной конструкции для двух случаев нагружения

Видно, что максимальные напряжения в детали не превышают предел прочности 315 МПа. Следовательно, данная конструкция удовлетворяет требованию по прочности.

Анализ жесткости кронштейна проводится путем оценки суммарного перемещения центра масс прибора под действием расчетной нагрузки (рис. 9).

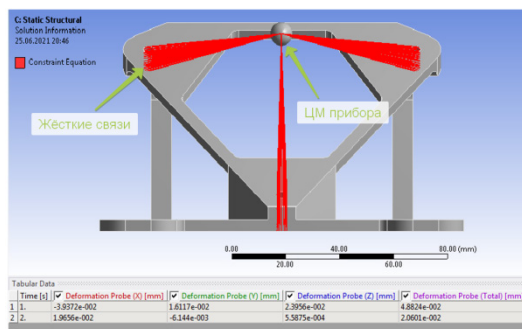


Рис. 9. Перемещение центра масс прибора

Максимальное перемещение центра масс прибора реализуется в первом случае нагружения и составляет 0,049 мм, что не превышает допустимого значения 0,5 мм. Следовательно, данная конструкция удовлетворяет требованию по жесткости.

Заключение

Полученная в результате топологической оптимизации новая конструкция кронштейна обеспечивает двукратное снижение массы (0,4 кг – исходный вариант, 0,19 кг – новый) с соблюдением требований к его механическим и тепловым характеристикам.

Топологическая оптимизация, проведенная только с учетом требований механики, привела к конструкции, обладающей вдобавок к достаточно высокой жесткости хорошими теплопроводящими свойствами. Это является следствием того, что области подвода / отвода тепла и области нагружения / закрепления практически совпадают. Представляется, что оптимальные траектории передачи усилий в конструкции совпали с оптимальными траекториями передачи тепла в ней. Последнее обстоятельство можно рассматривать как одно из преимуществ методики проектирования на основе оптимизации топологии.

Дальнейшее развитие данной работы видится в разработке методики (и, возможно, сопутствующего математического и программного обеспечения) решения в процессе топологической оптимизации связанного термомеханического расчета [13, 14]. При этом ограничения по термосопротивлению могли бы быть учтены сразу в постановке задачи оптимизации. Это позволит повысить качество проектирования с точки зрения еще большего приближения конструкции к оптимальному.

Кроме того, присущая термоупругой топологической оптимизации противоречивость критериев качества конструкций (с точки зрения теплопередачи и механики) приводит к вопросу о целесообразности построения фронта Парето. Некоторые пути к решению этого вопроса намечены в работах [15, 16].

Библиографический список

1. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization – theory, methods and applications. – Berlin; Heidelberg; New York: Springer-Verlag, 2002. – 370 p.
2. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. – 2017. – Т. 7, № 2 (24). – С. 191–206.
3. Rodrigues H., Fernandes P. A material based model for topology optimization of thermoelastic structures // International Journal for Numerical Methods in Engineering – 1995. – Vol. 38, iss. 12. – P. 1951–1965.
4. Xu S., Grandhi R.V. Structural optimization with thermal and mechanical constraints // Journal of Aircraft. – 1999. – Vol. 36, no. 1. – P. 29–35.
5. Mativo J., Hallinan K. Development of compliant thermoelectric generators (TEGs) in aerospace applications using topology optimization // Energy Harvesting and Systems. – 2017. – Vol. 4, no. 2. – P. 87–105.
6. Penmetsa R.C., Grandhi R.V., Haney M. Topology optimization for an evolutionary design of a thermal protection system // AIAA Journal. – 2006. – Vol. 44, no. 11. – P. 2663–2671.
7. Deaton J.D., Grandhi R.V. Stress-based design of thermal structures via topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2016. – Vol. 53, no. 2. – P. 253–270.

8. Liu X., Wang C., Xhou Y. Topology optimization of thermoelastic structures using the guide-weight method // *Science China Technological Sciences*. – 2014. – Vol. 57, no. 5. – P. 968–979.
9. Li Q., Steven G.P., Querin O.M. Structural topology design with multiple thermal criteria // *Engineering Computations*. – 2000. – Vol. 17. – P. 715–734.
10. Pedersen P., Pedersen N.L. Interpolation/penalization applied for strength design of 3D thermoelastic structures // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2012. – Vol. 45. – P. 773–786.
11. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. – Куйбышев: Куйбышев. книж. изд-во, 1965. – 88 с.
12. Bendsoe M.P., Sigmund O. Material interpolation schemes in topology optimization // *Archive of Applied Mechanics*. – 1999. – Vol. 69, iss. 9-10. – P. 635–654.
13. Multi-material topology optimization involving simultaneous structural and thermal analyses / G. Vantighem, V. Boel, M. Steeman [et al.] // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2019. – Iss. 59. – P. 731–743.
14. A new methodology for thermostructural topology optimization: Analytical definition and validation / R. Caivano, A. Tridello, M. Codegone, G. Chiandussi // *Journal of Materials: Design and Applications*. – 2020. – Vol. 235, iss. 3. – P. 481–500.
15. Chen Y., Zhou S. Multiobjective topology optimization for finite periodic structures // *Computers & Structures*. – 2010. – Vol. 88. – P. 806–811.
16. Kim Y.I., de Weck O.L. Adaptive weighted sum method for multiobjective optimization: a new method for Pareto front generation // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2006. – Vol. 31. – P. 105–116.

References

1. Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization – Theory, Methods and Applications*. Berlin, Heidelberg, New York, Springer-Verlag, 2002. 370 p.
2. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh additivnykh konstrukcij: teoreticheskoe osnovy. *Ontologiya proektirovaniya*. 2017, vol. 7, no. 2 (24), pp. 191-206.
3. Rodrigues H., Fernandes P. Amaterial based model for topology optimization of thermoelastic structures. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 1995, vol. 38, iss. 12, pp. 1951-1965.
4. Xu S., Grandhi R.V. Structural Optimization with Thermal and Mechanical Constraints. *Journal of Aircraft*. 1999, vol. 36, no. 1, pp. 29-35.
5. Mativo J., Hallinan K. Development of Compliant Thermoelectric Generators (TEGs) in Aerospace Applications Using Topology Optimization. *Energy Harvesting and Systems*. 2017, vol. 4, no. 2, pp. 87-105.
6. Penmetsa R.C., Grandhi R.V., Haney M. Topology Optimization for an Evolutionary Design of a Thermal Protection System. *AIAA Journal*. 2006, vol. 44, no. 11, pp. 2663-2671.
7. Deaton J.D., Grandhi R.V. Stress-based design of thermal structures via topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2016, vol. 53, no. 2, pp. 253-270.
8. Liu X., Wang C., Xhou Y. Topology optimization of thermoelastic structures using the guide-weight method. *Science China Technological Sciences*. 2014, vol. 57, no. 5, pp. 968-979.
9. Li Q., Steven G.P., Querin O.M. Structural topology design with multiple thermal criteria. *Engineering Computations*. 2000, vol. 17, pp. 715-734.
10. Pedersen P., Pedersen N.L. Interpolation/penalization applied for strength design of 3D thermoelastic structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2012, vol. 45, pp. 773-786.
11. Komarov A.A. Osnovy proektirovaniya silovykh konstrukcij. *Kujbyshevskoe knizhnoe izdatel'stvo*. 1965, 88 p.
12. Bendsoe M.P., Sigmund O. Material interpolation schemes in topology optimization. *Archive of Applied Mechanics*, 1999, vol. 69, iss. 9-10, pp. 635-654.
13. Vantighem G., Boel V., Steeman M. [et al.] Multi-material topology optimization involving simultaneous structural and thermal analyses. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2019, iss. 59, pp. 731-743.
14. Caivano R., Tridello A., Codegone M., Chiandussi G. A new methodology for thermostructural topology optimization: Analytical definition and validation. *Journal of Materials: Design and Applications*. 2020, vol. 235, iss. 3, pp. 481-500.

15. Chen Y., Zhou S. Multiobjective topology optimization for finite periodic structures. *Computers & Structures*. 2010, vol. 88, pp. 806-811.

16. Kim Y.I., de Weck O.L. Adaptive weighted sum method for multiobjective optimization: a new method for Pareto front generation. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2006, vol. 31, pp. 105-116.

Об авторах

Шапошников Сергей Николаевич (Самара, Россия) – аспирант кафедры «Конструкция и проектирование летательных аппаратов» Самарского университета им. академика С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: serg9ff@mail.ru).

Кишов Евгений Алексеевич (Самара, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструкция и проектирование летательных аппаратов» Самарского университета им. академика С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: evgeniy.kishov@ssau.ru).

Зимнякова Любовь Дмитриевна (Самара, Россия) – студентка Самарского университета им. академика С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: luba.zimn.98@mail.ru).

About the authors

Sergey N. Shaposhnikov (Samara, Russian Federation) – Postgraduate Student of Aircraft Structures Department, Samara National Research University (34, Moskovskoe av., Samara, 443086, Russian Federation; e-mail: serg9ff@mail.ru).

Yevgeny A. Kishov (Samara, Russian Federation) – CSc in technical sciences, associate professor, Department of Aircraft Structures, Samara National Research University (34, Moskovskoe av., Samara, 443086, Russian Federation; e-mail: evgeniy.kishov@ssau.ru).

Lyubov D. Zimnyakova (Samara, Russian Federation) – Student, Samara National Research University (34, Moskovskoe av., Samara, 443086, Russian Federation; e-mail: luba.zimn.98@mail.ru).

Получено 29.09.2021