

**Разработка силовой конструкции
космического аппарата с использованием
топологической оптимизации для двух вариантов
технологии изготовления**

© А.А. Боровиков¹, О.Н. Тушев²

¹АО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, 143966, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проведен сравнительный анализ подходов к разработке силовых конструкций с использованием топологической оптимизации (ТО) для двух вариантов изготовления переходного отсека космического аппарата (ПО КА). В первом варианте конструкция предназначена для изготовления с применением аддитивных технологий, во втором — традиционными методами (механическая обработка, сварка и т. д.). В качестве решателя использован программный пакет MSC Nastran. Рассмотрены проблемы применения ТО при разработке конструкции и пути их решения. Указаны метод ТО, проектные переменные, ограничения и целевая функция. Даны рекомендации по подготовке начальной модели и выбору параметров алгоритма ТО для рассмотренных вариантов. Приведено подробное описание каждого этапа разработки конструкции. При сравнении полученных конструкций показаны преимущества и недостатки подходов. По результатам проведенного анализа сделаны выводы о целесообразности использования ТО для разработки конструкции ПО КА. Дополнительно даны рекомендации по использованию ТО при изготовлении конструкции традиционными методами в условиях недостаточности информации о разрабатываемом изделии.

Ключевые слова: топологическая оптимизация, технологические ограничения, массовое совершенство, аддитивные технологии

Введение. В ракетно-космической технике особое внимание уделяется массовому совершенству силовых конструкций, что позволяет увеличивать массу полезной нагрузки. В настоящее время при конструировании силовых деталей для достижения массового совершенства широко используются методы многопараметрической топологической оптимизации (ТО) [1–3], в частности и в авиакосмической отрасли [4]. Основные особенности и проблемы применения данных методов приведены в работах [5–7].

Использование ТО позволяет получать конструкции, в которых материал распределен по линиям действия нагрузок. В большинстве случаев такие конструкции невозможно изготовить традиционными способами, так как их форму сложно описать простой геометрией. В связи с этим одним из решений данной проблемы является использование аддитивных технологий при изготовлении конструкций [8]. Однако при невозможности или нецелесообразности использования

таких технологий возможен второй путь решения проблемы, заключающийся в применении технологических ограничений (manufacturing constraints) во время процесса оптимизации [9, 10], — традиционный путь.

Цель настоящей работы — развитие и сравнение методик выбора геометрии переходного отсека космического аппарата (ПО КА) с использованием ТО, основанных на двух подходах к технологии изготовления данного элемента конструкции: с применением аддитивных технологий и традиционными методами.

В работе расчеты проведены с помощью программного комплекса MSC.Patran/Nastran (сайт разработчика www.mscsoftware.ru).

Постановка задачи. Объектом оптимизации является конструкция ПО КА. При использовании ТО применяется метод SIMP (Solid Isotropic with Material Penalty) [2, 11]. Математически задача описывается следующим образом:

найти

$$\min_{x_i} \mathbf{f}^T \mathbf{U} \quad (1)$$

или

$$\min_{x_i} \mathbf{U}^T \mathbf{K}(E_i) \mathbf{U} \quad (2)$$

при ограничении

$$\sum_i^N \rho_i V_i \leq M_0, \quad (3)$$

где \mathbf{f} — вектор внешней нагрузки; \mathbf{U} — вектор перемещений; x_i — проектная переменная (нормализованная плотность); \mathbf{K} — матрица жесткости; E_i — модуль упругости материала i -го конечного элемента (КЭ); ρ_i — плотность материала i -го КЭ; V_i — объем КЭ; N — число КЭ, используемых в оптимизации; M_0 — заданная масса конструкции.

Плотность материала i -го элемента определяется из соотношения

$$x_i = \frac{\rho_i}{\rho}, \quad (4)$$

где ρ — плотность исходного материала.

Особенностью метода SIMP является выражение связи модуля упругости с плотностью степенным законом при введении параметра штрафа p :

$$E_i = x_i^p E, \quad (5)$$

где E — модуль упругости исходного материала.

Параметр штрафа обычно выбирается из известного диапазона [1, 3]. Чем выше значение параметра штрафа, тем больше проектных переменных сходятся к граничным значениям (0 или 1).

Следует отметить, что ограничение по массе устанавливается опытным путем. Если задана слишком малая масса конструкции, алгоритм автоматически создаст максимально жесткую, но неработоспособную конструкцию, так как толщина ее стенок будет недостаточной, чтобы выдержать внешние нагрузки. Однако в версиях Nastran начиная с 2017 г. поддерживается ограничение на напряжения в конструкции, использование которого не позволяет удалить материала больше, чем может выдержать конструкция. Поэтому при задании слишком малой массы конструкции алгоритм просто не дойдет до границы этого ограничения, так как не будет выполняться условие по напряжению, и, следовательно, задача будет решена. Таким образом, использование ограничений на напряжение позволяет косвенно минимизировать массу конструкции.

Переходный отсек КА предназначен для соединения разгонного блока и верхней части КА. На ПО КА закреплены два радиоизотопных термоэлектрических генератора (РИТЭГ), внутри размещено оборудование для работы электроракетных двигателей.

На рис. 1 приведена расчетная схема. Конечно-элементная модель (КЭМ) представляет собой проектную область из трехмерных элементов, которая содержит в себе множество вариантов конструкции. Верхняя часть КА и два РИТЭГ моделируются нуль-мерными элементами типа «сосредоточенная масса» (значения масс и расстояния до центра масс указаны на расчетной схеме), соединенными с проектной областью с помощью RBE2-элементов (абсолютная жесткая связь) по всем степеням свободы. Оборудование для работы электроракетных двигателей не моделируется в связи с малым влиянием на распределение напряжений по конструкции ПО КА.

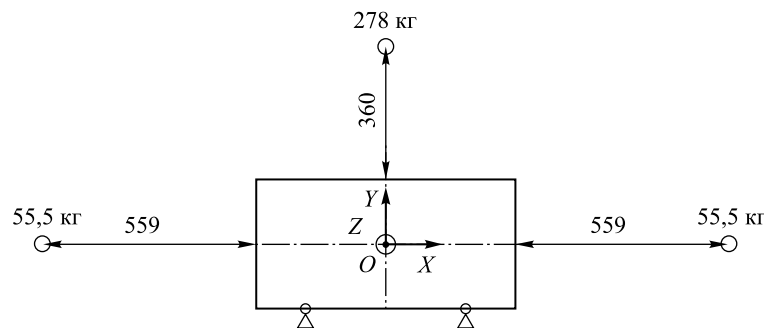


Рис. 1. Расчетная схема

Переходный отсек КА закреплен по нижней поверхности в местах крепления четырех кронштейнов по всем степеням свободы. В качестве внешнего воздействия используется инерционная нагрузка со значениями ускорений 15, -50 и 15 м/с² по осям *OX*, *OY*, *OZ* соответственно. Начало координат находится в геометрическом центре проектной области. Ось *OX* направлена в сторону РИТЕГ, ось *OY* — в сторону верхней части КА, ось *OZ* дополняет систему координат до правой тройки векторов. Материал конструкции — алюминиево-магниевый сплав АМг6, характеристики которого представлены ниже:

Плотность, кг/м ³	2650
Модуль упругости первого рода, Па	7,1·10 ¹⁰
Коэффициент Пуассона	0,3
Предел текучести, МПа	170

Аддитивные технологии. Использование аддитивных технологий позволяет изготавливать детали практически любой формы, что значительно упрощает начальную КЭМ. Для большей наглядности рассмотрим простейший случай: проектная область представляет собой прямоугольный параллелепипед (рис. 2). Желтым цветом выделены «замороженные элементы», моделирующие механические интерфейсы, которые используются в расчете на прочность, но не участвуют в процессе оптимизации.

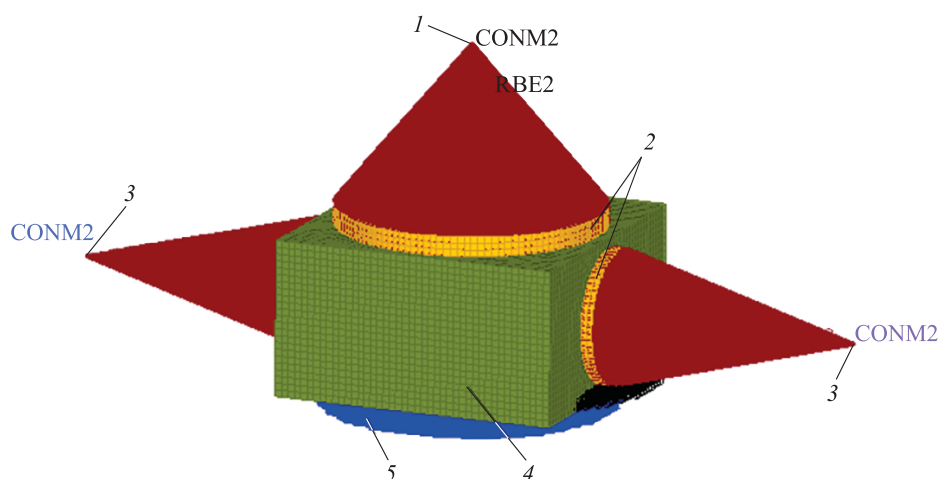


Рис. 2. Начальная модель первого варианта технологии изготовления ПО КА:
 1 — верхняя часть КА; 2 — замороженные элементы; 3 — РИТЕГ; 4 — проектная область;
 5 — закрепление

Большое значение в формировании облика конструкции имеет параметр штрафа p , который обуславливает ферменный или оболочечный тип конструкции [12]. ПО КА является многофункциональ-

ной конструкцией, содержащей кабели, аппаратуру, толкатели. Поэтому из соображений технологичности сборки (операций монтажа) и эксплуатации был выбран оболочечный тип конструкции ПО КА.

Следует отметить, что в качестве ограничений использована завышенная масса. Данный прием позволил получить плавные обводы конструкции, но привел к завышенным значениям толщины стенок. Этот недостаток устраняется за счет оптимизации толщины.

После первого этапа оптимизации получена конструкция с параметром штрафа $p = 5$ (рис. 3, а), для сравнения проведена оптимизация с параметром штрафа $p = 10$ (рис. 3, б). Конструкция, полученная при $p = 10$ (см. рис. 3, б), имеет сложную форму. Такую конструкцию трудно интерпретировать, и ее использование затруднит операции монтажа, поэтому данный вариант исключается из рассмотрения.

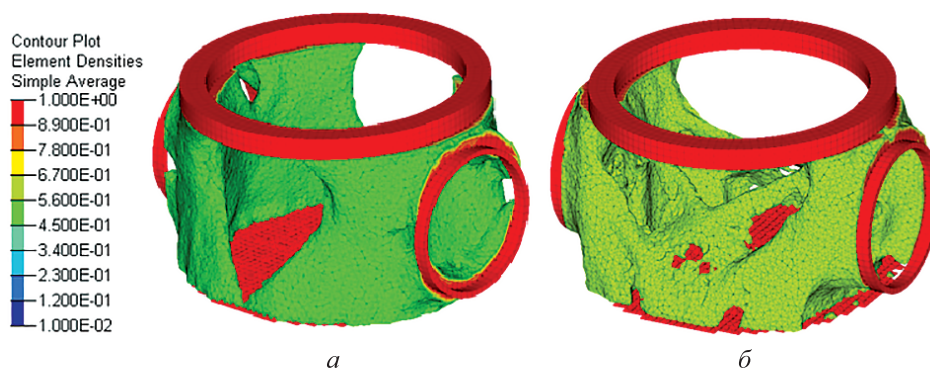


Рис. 3. Результат проведения топологической оптимизации для первого варианта технологии:

a — $p = 5$; b — $p = 10$

Далее построена новая проектная область, учитывающая предыдущий этап ТО, и проведена повторная ТО для уточнения топологии. Для получения более четких границ добавлен параметр технологических ограничений TV , равный 0,12 [11], для ограничения толщины стенок. Результат оптимизации представлен на рис. 4.

Поскольку конструкция оболочечная, для последующих расчетов деталь моделировалась двумерными элементами (рис. 5).

В связи с тем, что сетка при использовании ТО была недостаточно подробной, это привело к появлению концентраторов напряжений. Для их устранения проводится оптимизация формы, которая изменяет положение узлов КЭМ. При этом целевой функцией является максимальное напряжение, которое минимизируется. Результат оптимизации формы представлен на рис. 6.

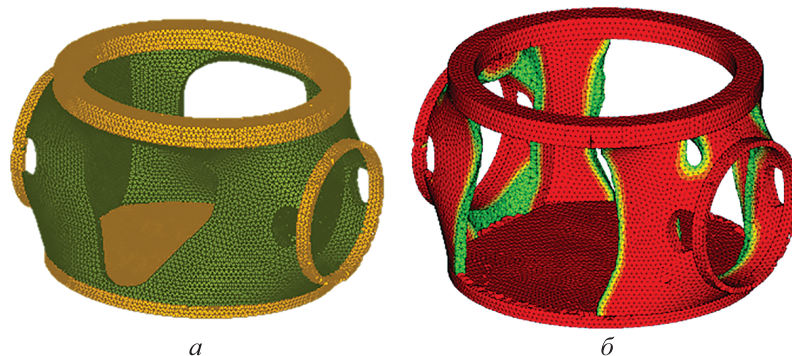


Рис. 4. Результат проведения повторной топологической оптимизации:
a — начальная модель; *б* — $p = 5$, $TV = 0,12$

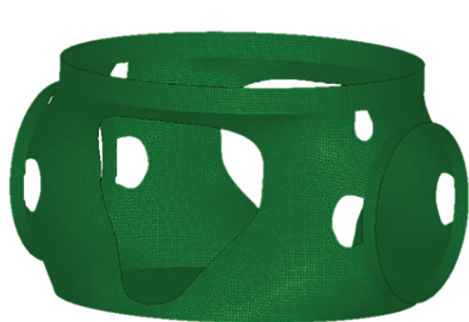


Рис. 5. КЭМ из двумерных элементов

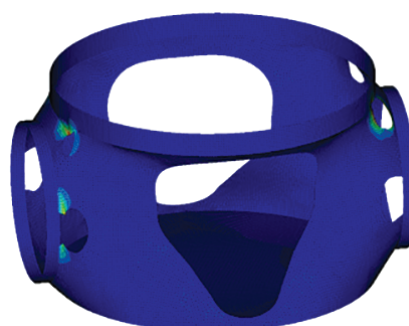


Рис. 6. Изменение положения узлов КЭМ

Как отмечалось ранее, заниженные напряжения привели к чрезмерно толстым стенкам конструкции, поэтому необходимо провести оптимизацию размеров, где проектной переменной будет толщина оболочки. Оптимальная толщина оболочки составила 1 мм.

После выполнения оптимизации проводится конструкторская доработка: детализируются интерфейсы, добавляются необходимые элементы. Итоговая конструкция представлена на рис. 7.

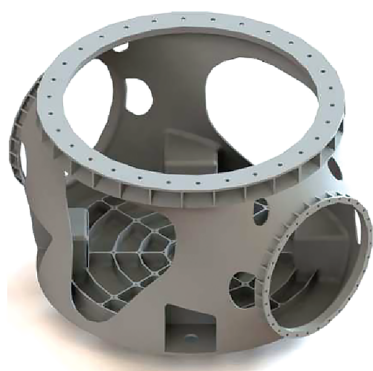


Рис. 7. Конструкция для изготовления с применением аддитивных технологий

Изготовление традиционными методами. Использование технологических ограничений принципиально меняет подход к созданию КЭМ и выбору параметров алгоритма ТО.

Изготовление деталей традиционными методами значительно ограничивает разнообразие форм конструкции. В связи с этим необходимо примерно представлять будущую конструкцию. Предполагается, что изделие — сборная сварная конструкция из трех цилиндрических оболочек с необходимым силовым набором.

Начальная модель приведена на рис. 8. Внешняя поверхность состоит из оболочечных элементов постоянной толщины. Проектная область представляет собой три твердотельных полых цилиндра, ограниченных снаружи внешней поверхностью. Полости в цилиндрах необходимы для размещения аппаратуры.

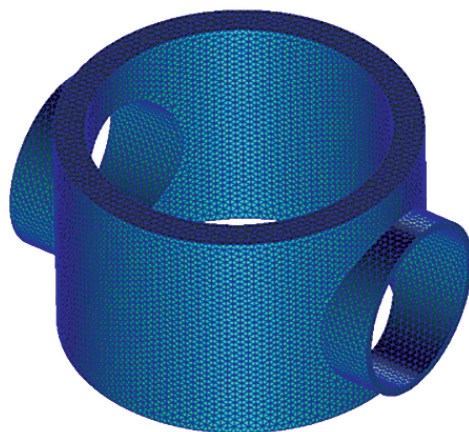


Рис. 8. Начальная модель для второго варианта технологии

На первом этапе проводится ТО центральной цилиндрической области с технологическим ограничением типа ЕХТ (экструзия) [11] в направлении оси OY (рис. 9). Далее полученные силовые элементы моделируются балочными КЭ. Затем проводится ТО боковых цилиндров с технологическим ограничением ЕХТ в направлении оси OX (см. рис. 9). Аналогично силовые элементы моделируются балочными КЭ.

Затем проводится параметрическая оптимизация, проектными переменными которой являются: толщина оболочки, геометрические размеры сечений балочных элементов. После проведения всех этапов оптимизации аналогично первому подходу проводится конструкторская доработка. Итоговая конструкция представлена на рис. 10.

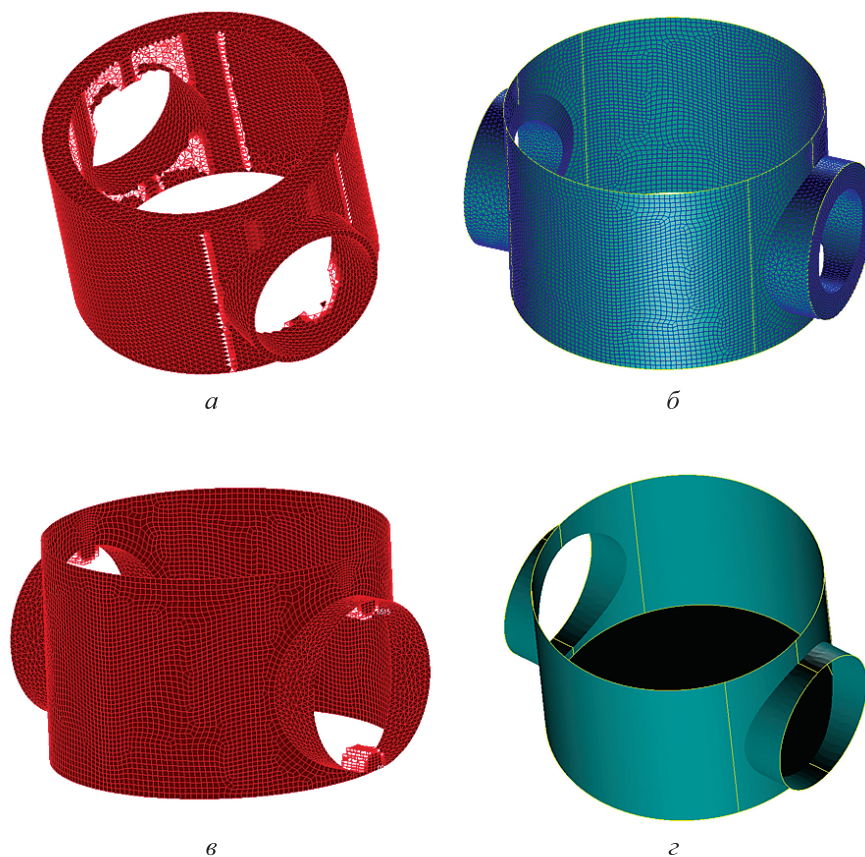


Рис. 9. Топологическая оптимизация для второго варианта технологии:
а, б — ТО центральной области; *в, г* — ТО боковых областей; *а, в* — результат ТО;
б, г — начальный дизайн для следующего шага моделирования

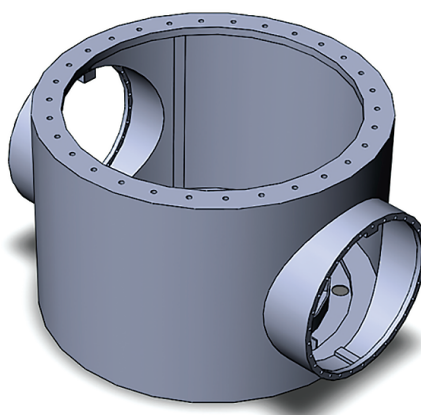


Рис. 10. Конструкция ПО КА
для изготовления традиционными методами

Результаты оптимизации. Получено два варианта конструкции: для изготовления аддитивными технологиями массой 7 кг (см. рис. 7) и традиционными методами массой 16 кг (см. рис. 10). Для подтверждения работоспособности полученных конструкций проведены проверочные расчеты на прочность, потерю устойчивости и на собственные колебания. Результаты проверочных расчетов представлены в таблице.

Результаты проверочных расчетов

Параметр	Значение	Допустимое значение	Запас
Конструкция для изготовления аддитивными технологиями			
Максимальное напряжение, МПа	155	<170	1,1
Потеря устойчивости	36,9	>1	36,9
Низшая собственная частота продольных колебаний, Гц	67,3	>25	2,7
Низшая собственная частота поперечных колебаний, Гц	16	>10	1,6
Конструкция для изготовления традиционными методами			
Максимальное напряжение, МПа	150	<170	1,13
Потеря устойчивости	57,6	>1	57,6
Низшая собственная частота продольных колебаний, Гц	43,6	>25	1,7
Низшая собственная частота поперечных колебаний, Гц	23	>10	2,3

Сравнивая результаты с точки зрения массового совершенства конструкции, видим очевидное преимущество аддитивных технологий над традиционными методами изготовления: выигрыш в массе составил более 50 %. Однако, несмотря на преимущество аддитивных технологий, во многих случаях нельзя исключить использование традиционных методов изготовления.

Заключение. На основе полученных результатов были сделаны следующие выводы.

1. Использование первого подхода позволяет получить конструкцию с лучшим массовым совершенством по сравнению со вторым подходом. Однако конструкцию, полученную по результатам такой оптимизации, не всегда можно изготовить традиционными методами. При этом массовое совершенство при изготовлении традиционными методами значительно зависит от набора технологических ограничений, выбранных инженером-разработчиком.

2. При подготовке начальной модели во втором варианте для задания правильных геометрических обводов и технологических огра-

ничений требуется информация большего объема о разрабатываемом изделии и уровне технологической базы предприятия.

3. Интерпретация результатов в первом варианте в большинстве случаев значительно сложнее (трудно воспроизвести результат оптимизации в САД-системе из-за сложной геометрии), чем во втором [13] и, следовательно, требуются более высокие навыки работы в САД-системах.

4. Во втором варианте вследствие использования технологических ограничений (экструзия в выбранном направлении, симметрия относительно плоскости или оси), результаты оптимизации более предсказуемы, что позволяет лучше оценивать их достоверность.

5. Полученные результаты подтверждают возможность использования обоих вариантов при разработке силовых конструкций ракетно-космической техники в зависимости от уровня технологической базы предприятия.

6. При разработке конструкции на начальных этапах проектирования в условиях недостаточности информации о разрабатываемом изделии для изготовления традиционными методами рекомендуется применять ТО без технологических ограничений. При этом желательно использовать простую проектную область: чем меньше ограничений, тем эффективнее работает оптимизация. Для накопления базы данных возможных вариантов конструкции необходимо провести несколько расчетов с различными параметрами алгоритма. Затем, анализируя полученную базу данных, следует разработать начальную модель с учетом методов изготовления и проводить оптимизацию с технологическими ограничениями согласно второму подходу.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Floudas C.A., Pardalos P.M., eds. *Encyclopedia of Optimization*. 2nd edition. New York, Springer, 2009, 4626 p.
- [2] Bendsøe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization. Theory, Methods and Application*. 2nd edition. Berlin, Springer, 2004, 370 p.
- [3] Zhihao Zuo. *Topology Optimization of Periodic Structures*. School of Civil, Environmental and Chemical Engineering. College of Science Engineering and Health. RMIT University, 2009, 239 p.
- [4] *Применение программных продуктов Altair HyperWorks в авиакосмической отрасли*. Altair Engineering, Inc., ООО «Лаборатория «Вычислительная механика», 2012. URL: http://assets.fea.ru/uploads/hyperworks/materials/aerospace/CaseStudy_Aerospace_RU.pdf (дата обращения 17.04.2018).
- [5] Поддубко С.Н., Шмелев А.В., Ивченко В.И., Заболоцкий М.М., Труханов Л.И., Хацкевич А.С. Компьютерное проектирование несущих конструкций машин с применением средств топологической оптимизации. *Актуальные вопросы машиноведения*, 2016, № 5, с. 86–90.
- [6] Chang K.-H., Tang P.-S. Integration of Design and Manufacturing for Structural Shape Optimization. *Advances in Engineering Software*, 2001, no. 32, pp. 555–567.

- [7] Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2015, № 3, с. 139–147.
DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147
- [8] Brackett D., Ashcroft I., Hague R. *Topology Optimization for Additive Manufacturing*. Loughborough University Institutional Repository, 2011, 348 p.
- [9] Zuo K.T., Chen L.P., Zhang Y.Q., Yang J. Manufacturing- and Machining-Based Topology Optimization. *Int. J. Advd. Mfg. Technol.*, 2006, no. 27, pp. 531–536.
- [10] Lu J., Chen Y. Manufacturable Mechanical Part Design with Constrained Topology Optimization. *Proc. Inst. Mech. Eng., Part B, J. Eng. Manuf.*, 2002, no. 226, pp. 1727–1735.
- [11] *MSC Nastran 2013. Design Sensitivity and Optimization User's Guide*. URL: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10355&cat=MSC_NASTRAN_DOCUMENTATION_2013&actp=LIST (дата обращения 07.11.2014).
- [12] Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Топологическая оптимизация переходного отсека КА. *Аэрокосмический научный журнал*, 2016, № 5, с. 16–30.
DOI: 10.7463/aersp.0516.0847780 (дата обращения 17.04.2018).
- [13] Максимов П.В., Фетисов К.В. Анализ методов доработки конечно-элементной модели после топологической оптимизации. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2016, № 9, с. 58–60.
DOI: 10.18454/IRJ.2016.51.102 (дата обращения 17.04.2018).

Статья поступила в редакцию 09.06.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Боровиков А.А., Тушев О.Н. Разработка силовой конструкции космического аппарата с использованием топологической оптимизации для двух вариантов технологии изготовления. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-9-1807>

Боровиков Александр Александрович — аспирант АО «ВПК «НПО машиностроения». e-mail: borovic68@mail.ru

Тушев Олег Николаевич — д-р техн. наук, профессор, заместитель заведующего кафедрой «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: kafsm2@bmstu.ru

Development of a spacecraft load bearing structures using topology optimization for two versions of manufacturing technologies

© A.A. Borovikov¹, O.N. Tushev²

¹JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”, Reutov, 143966, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article compares the approaches to the development of load bearing structures using topology optimization (TO) for two manufacturing options. As an example of the design, the spacecraft adapter is used. In the first variant, a construction for manufacturing by additive technologies is intended, in the second — for manufacturing by traditional methods (machining, welding, etc.). As a problem solver, the MSC Nastran software package is used. Also, the article considers the problems of using the TO in the development of the design and looks at ways to solve them. The TO method, design variables, constraints and objective function are indicated. Recommendations for the preparation of the initial model and the choice of the parameters of the TO algorithm for the variants considered and a detailed description of each stage of the design development are given. A comparison of the obtained structures with a description of the advantages and disadvantages of the approaches is shown. According to the results of the analysis, the conclusions on the use of the TO for the design development of the spacecraft adapter are made. In addition, recommendations on the use of the TO in the manufacture of construction by traditional methods in conditions of insufficient information about the product being developed are given.

Keywords: topological optimization, technological limits, mass perfection, additive technology

REFERENCES

- [1] Floudas C.A., Pardalos P.M., eds. *Encyclopedia of Optimization*. 2nd ed. New York, Springer, 2009, 4626 p.
- [2] Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization. Theory, Methods and Application*. 2nd ed, Berlin, Springer, 2004, 370 p.
- [3] Zhihao Zuo. *Topology Optimization of Periodic Structures*. School of Civil, Environmental and Chemical Engineering. College of Science Engineering and Health. RMIT University, 2009, 239 p.
- [4] *Primenenie programmnykh produktov Altair HyperWorks v aviakosmicheskoy otrasli* [The use of Altair HyperWorks software products in the aerospace industry]. Available at: http://assets.fea.ru/uploads/hyperworks/materials/aerospace/CaseStudy_Aerospace_RU.pdf (accessed April 17, 2018).
- [5] Poddubko S.N., Shmelev A.V., Ivchenko V.I., Zabolotskiy M.M., Trukhanov L.I., Khatskevich A.S. *Aktualnye voprosy mashinovedeniya — Mechanics of Machines, Mechanisms and Materials*, 2016, no. 5, pp. 86–90.
- [6] Chang K.-H., Tang P.-S. *Advances in Engineering Software*, 2001, no. 32, pp. 555–567.
- [7] Vasil'ev B.E., Magerramova L.A. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aero-kosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2015, no. 3, pp. 139–147. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147

- [8] Brackett D., Ashcroft I., Hague R. Topology Optimization for Additive Manufacturing. In: *22nd annual international solid freeform fabrication symposium*. Austin, Texas, 2011, 348 p.
- [9] Zuo K.T., Chen L.P., Zhang Y.Q., Yang J. Manufacturing- and machining-based topology optimization. *Int. J. Advd. Mfg. Technol.*, 2006, no. 27, pp. 531–536.
- [10] Lu J., Chen Y. Manufacturable mechanical part design with constrained topology optimization. *Proc. Inst. Mech. Eng. Part B. J. Eng. Manuf.*, 2002, no. 226, pp. 1727–1735.
- [11] *MSC Nastran 2013. Design Sensitivity and Optimization User's Guide*. Available at: https://simcompanion.mssoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10355&cat=MSC_NASTRAN_DOCUMENTATION_2013&actp=LIST (accessed November 7, 2014).
- [12] Borovikov A.A., Tenenbaum S.M. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace scientific journal*, 2016, no. 5, pp. 16–30.
DOI: 10.7463/aersp.0516.0847780 (accessed April 17, 2018).
- [13] Maksimov P.V., Fetisov K.V. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal — International Research Journal*, 2016, no. 9, pp. 58–60,
DOI: 10.18454/IRJ.2016.51.102 (accessed April 17, 2018).

Borovikov A.A., post-graduate student, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya”.
e-mail: borovic68@mail.ru

Tushev O.N., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: kafsm2@bmstu.ru