

## Методика проектирования конструктивно-силовой схемы несущей поверхности малого удлинения с использованием топологической оптимизации

© Я.А. Куприянова

Московский авиационный институт, Москва, 125993, Россия

*Предложен алгоритм проектирования силового набора несущей поверхности малого удлинения беспилотного летательного аппарата класса воздух — воздух малой дальности. Цель работы — снижение массы несущей поверхности и повышение ее прочностных характеристик с учетом эксплуатационных нагрузок. Основой алгоритма является использование метода топологической оптимизации для случая максимизации статической жесткости конструкции с ограничением по объему. Расчеты напряженно-деформированного состояния и топологическая оптимизация были выполнены в программном комплексе ANSYS Workbench 19.2. Для проведения оптимизации были определены граничные условия, задана нагрузка, действующая на крыло, и выбран материал, пригодный для изготовления конструкции с помощью аддитивных технологий. В результате топологической оптимизации была получена конструктивно-силовая схема крыла. С учетом реальных условий эксплуатации к полученному силовому каркасу была добавлена обшивка постоянной толщины. Для верификации исследования был проведен сравнительный анализ оптимизированной модели крыла и ее возможного аналога, изготовленного традиционными методами. Результаты такого анализа показали, что масса оптимизированной несущей поверхности на 12,7 % меньше массы типовой штампованной конструкции. Значения максимальных эквивалентных напряжений в оптимизированном крыле составили 755,7 МПа, что на 10,3 % меньше, чем в типовой конструкции. Даны рекомендации для проведения дальнейших этапов проектирования полученной несущей поверхности.*

**Ключевые слова:** несущая поверхность, топологическая оптимизация, снижение массы, конструктивно-силовая схема, прочность

**Введение.** Проектирование конструкций несущих поверхностей — сложный процесс, включающий множество этапов, среди которых наиболее сложным и ответственным является этап выбора силовой схемы. Конструктивно-силовая схема (КСС), отражающая структурную модель конструкции, определяется типами силовых элементов, их количеством и расположением в пространстве. При выборе КСС следует учитывать критерии качества конструкции и технологические ограничения для ее производства, что сводит процесс проектирования к последовательному решению оптимизационных задач. Развитие технологий производства, в частности аддитивных технологий (АТ), приводит к необходимости совершенствовать существующие методы проектирования. Аддитивные технологии уже сейчас применяются в производстве летательных аппаратов (ЛА) и ракетно-космической

техники [1, 2]. Несмотря на недостатки АТ, например, относительно экономичности [3] и качества получаемой поверхности [4], можно предположить, что в будущем применение этой технологии может улучшить производственный процесс изготовления авиационных конструкций, тесно связанный с использованием компьютерных технологий высокоточного моделирования.

В настоящее время программные системы конечно-элементного анализа применяются уже на самых ранних стадиях проектирования. Один из наиболее перспективных инструментов оптимизации в инженерной области — топологическая оптимизация, которая заключается в поиске оптимального распределения материала в конструкции в зависимости от действующей нагрузки и установленных ограничений [5–7]. Топологическая оптимизация позволяет решать проектные задачи при выборе в качестве параметров не только структур, как в случае структурной оптимизации, но и координат узлов соединения, форм элементов и т. п. [8]. Этот метод значительно облегчит выбор КСС несущей поверхности, что повысит эффективность процесса проектирования беспилотного летательного аппарата (БЛА) в целом.

**Постановка задачи.** Цель работы — формирование методики оптимального проектирования КСС несущей поверхности с помощью модуля топологической оптимизации в программном комплексе ANSYS Workbench 19.2. Работа этого модуля заключается в таком поиске оптимального распределения материала в заданной области оптимизации  $\Omega$ , чтобы обеспечить максимальное или минимальное значение критерия оптимальности при заданных ограничениях, например, при уменьшении объема. При решении задачи топологической оптимизации каждому конечному элементу  $i$  присваиваются конструктивные параметры  $\eta_i$ , так называемые псевдоплотности [9], которые принимают значения от 0 до 1, где удаляемому материалу соответствует  $\eta_i = 0$ , а сохраняемому —  $\eta_i = 1$ . Параметр  $\eta_i$  можно рассчитать как отношение

$$\eta_i = \frac{\rho_i}{\rho_0}, \quad (1)$$

где  $\rho_i$  — плотность  $i$ -го элемента;  $\rho_0$  — плотность основного материала.

Рассмотрим случай максимизации статической жесткости с ограничением по объему. При этом задача оптимизации сводится к минимизации податливости конструкции  $C(x)$  — показателю, который является величиной, обратной жесткости, и характеризуется отношением упругого перемещения к приложенной нагрузке. Несмотря

на популярность и простоту использования минимизации  $C(x)$  в качестве критерия оптимальности, такое решение вызывает определенные проблемы, связанные с аппроксимацией области оптимизации  $\Omega$  сеточной областью, в частности проблему «шахматной доски». Способы устранения подобных проблем рассмотрены в [10, 11].

Задачу минимизации податливости можно представить следующим образом:

$$C(x) = [u]^T [K(x)][u] = \sum_{i=1}^n [u_i]^T [K_i(x)][u_i] \rightarrow \min_{x \in \theta}, \quad (2)$$

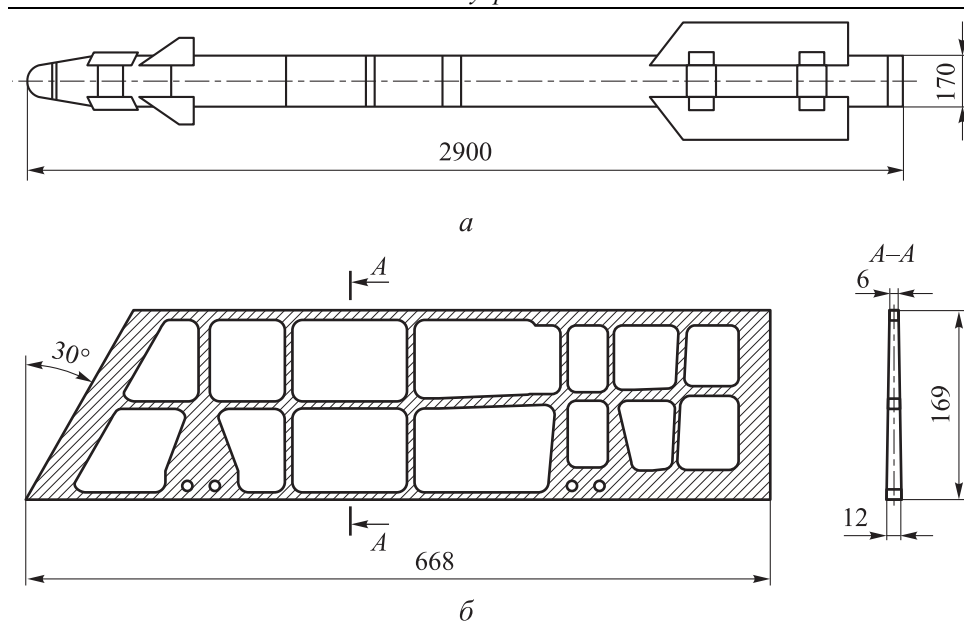
где  $[u]$  — вектор смещения;  $[K(x)]$  — полная матрица жесткости, являющаяся суммой матриц жесткости  $[K_i(x)]$  элементов  $i$ ;  $x$  — один из возможных вариантов из множества  $\theta$ ;  $[u_i]$  — вектор узлового перемещения элемента  $i$ ;  $n$  — количество элементов  $i$  в области  $\Omega$ ;  $\theta$  — множество вариантов с различным расположением элементов  $i$ , полученное в результате оптимизации области  $\Omega$ .

В качестве ограничения было выбрано ограничение по объему. Таким образом, можно представить постановку задачи в виде

$$\left\{ \begin{array}{l} \min C(x); \\ \text{при условии:} \\ \int_{\Omega} \eta_i d\Omega \leq V^*; \\ \eta_i(x) = \begin{cases} 1 & x \in \theta; \\ 0 & x \notin \theta, \end{cases} \end{array} \right. \quad (3)$$

где  $V^*$  — допускаемый объем,  $V^* = \sum_i \eta_i V_i$  ( $V_i$  — объем элемента  $i$ ).

Задача оптимального проектирования в приведенном виде была решена на этапе формирования облика БЛА. В качестве объекта исследования было выбрано крыло малого удлинения для БЛА класса воздух — воздух малого радиуса действия с двумя узлами крепления (рис. 1, а). Типовое крыло для такого БЛА изготавливается из штампованной панели, к которой обшивка присоединяется заклепками (рис. 1, б). Исходные данные при решении данной задачи — габаритные размеры крыла, определяющие область оптимизации, в которой размещены силовой набор и узлы крепления.



**Рис. 1.** Предварительный облик исследуемого беспилотного летательного аппарата:  
*a* — схема облика БЛА класса воздух — воздух малой дальности;  
*б* — схема типовой несущей поверхности БЛА данного класса

**Критерии выбора материала.** Для исследуемой конструкции был выбран аналог титанового сплава ВТ6 — сплав Ti-6Al-4V. Как известно, его порошковая композиция применяется при аддитивном производстве деталей в авиастроении [12]. Основные механические свойства Ti-6Al-4V приведены ниже:

Модуль Юнга $E$ , ГПа .....	118,0
Предел текучести при монотонном растяжении $\sigma_{0,2}$ , МПа .....	885,5
Показатель деформационного упрочнения $n$ .....	12,59
Показатель деформационного упрочнения $N$ , изменяющий значение от 0 до 1 .....	0,079
$\sigma_{0,2}/E$ .....	0,007504

**Топологическая оптимизация.** Следующий этап после создания 3D-модели исследуемого крыла — генерация конечно-элементной сетки. При этом необходимо учитывать, что ее густота может повлиять на точность и сходимость решения, а также на затраты ресурсов персонального компьютера и времени расчета. Поэтому при выборе ее оптимальной густоты был проведен предварительный расчет исследуемой модели, аппроксимированной крупной сеткой с количеством элементов  $i = 4440$ , на напряженно-деформированное состояние для определения зоны с максимальными напряжениями. К несущей поверхности была приложена распределенная эксплуатационная нагрузка  $Y = 21470$  Н. При этом отверстия, предназначенные для соединения

крыла с корпусом БЛА, были жестко закреплены. Установлено, что зона у законцовки крыла с отверстиями для его крепления к корпусу БЛА является наиболее нагруженной (рис. 2). Затем в этой зоне было выполнено локальное уменьшение размеров сетки. Граничные условия области оптимизации, в которой будет располагаться силовой набор несущей поверхности, были заданы по умолчанию на этапе статического расчета.

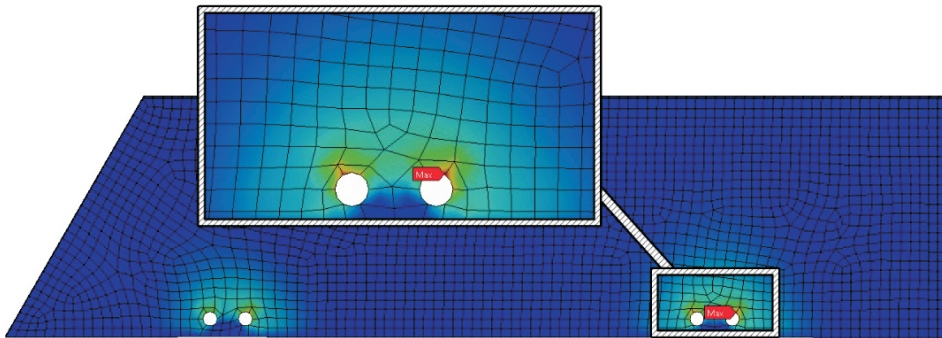


Рис. 2. Зона, где эквивалентные напряжения имеют максимальное значение

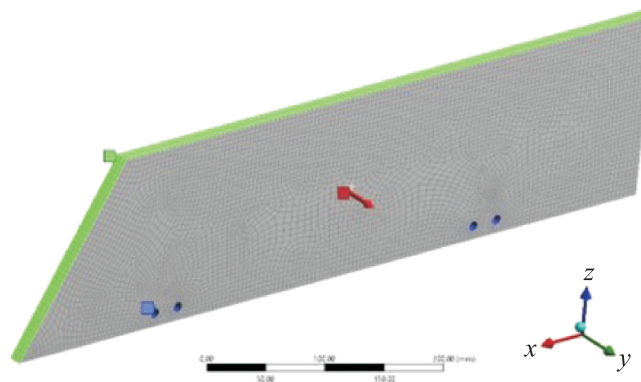


Рис. 3. Схема расчетной модели с нагрузками (■), жесткой заделкой (■), ограничениями (■)

Еще одно из условий проектирования — сохранить поверхности крыла, расположенные по его внешнему контуру, для того чтобы в дальнейшем совместить полученный силовой набор и обшивку (рис. 3). На первом этапе топологической оптимизации был выполнен статический расчет модели на напряженно-деформированное состояние с учетом заданных граничных условий. Второй этап заключается в выборе целевой функции и ограничений. Так, в качестве целевой функции оптимизации был выбран параметр Compliance Minimize,

в качестве ограничений — объем  $V^* \leq 17\%$ . На третьем этапе была проведена предварительная топологическая оптимизация фрагмента задней части крыла с различной конечно-элементной сеткой в зоне отверстий для определения влияния количества элементов  $n$  на результат оптимизации (рис. 4).

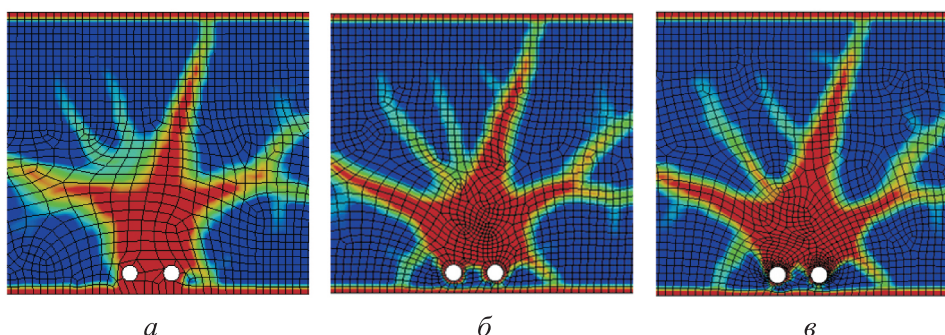


Рис. 4. Распределение материала во фрагменте задней части крыла после предварительной топологической оптимизации при  $n = 5$  (а),  $n = 25$  (б),  $n = 50$  (в)

Результат предварительной оптимизации показал, что конструкция, полученная при  $n = 25$ , несущественно отличается от конструкции, сделанной при  $n = 50$ . В связи с увеличением времени, требуемого для решения задачи, было принято решение проводить полный расчет модели при  $n = 25$ . Таким образом, итоговая модель была аппроксимирована сеточной областью с количеством элементов  $i = 10962$ .

В результате оптимизации (рис. 5) получена конечно-элементная модель со значением параметров псевдоплотностей  $\eta_i$  от 0,001 до 1,0 (рис. 5, а), отображение которых можно менять «вручную». Модель при  $\eta_i = 0,4 \dots 1,0$  (рис. 5, в) является оптимальной с точки зрения массового совершенства.

График сходимости целевой функции и критерия сходимости, значение которого было установлено равным 0,05 %, показан на рис. 6 прямой линией голубого цвета. Фиолетовая кривая отражает точность сходимости целевой функции для каждой итерации. На графике видно, что при достижении 116-й итерации значение сходимости целевой функции упало значительно ниже установленного критерия сходимости (до 0,0019 %). Поскольку при расчете 117-й итерации это значение вернулось примерно на прежний уровень (0,03 %), решение задачи оптимизации было автоматически остановлено, т. е. для ее решения потребовалось выполнить 117 итераций.

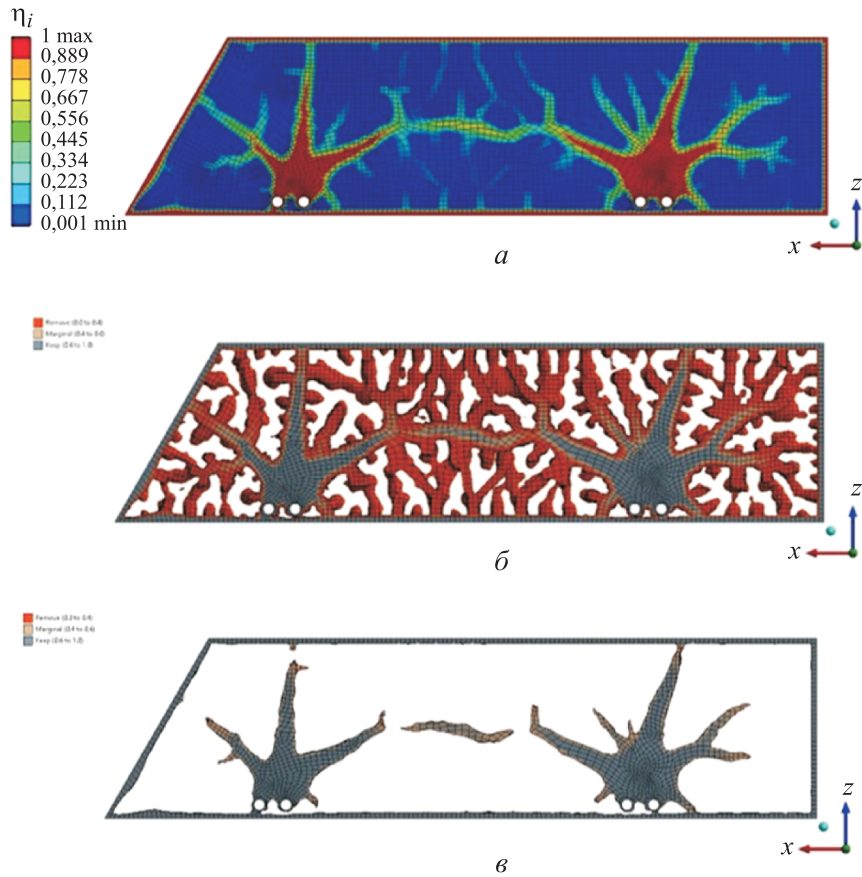


Рис. 5. Полученное в результате оптимизации распределение материала в области проектирования при  $0,001 < \eta_i < 1,0$  (а);  $0,05 < \eta_i < 1,0$  (б) и  $0,4 < \eta_i < 1,0$  (в)

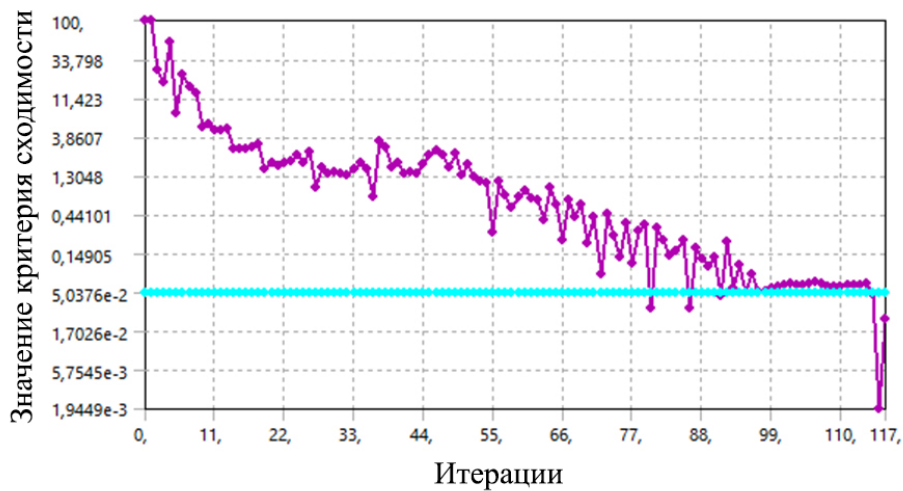
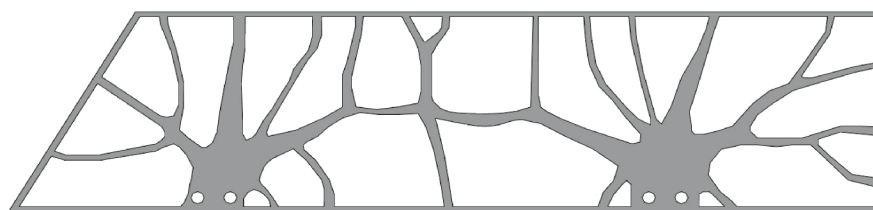


Рис. 6. График сходимости целевой функции

Однако по технологичности и прочности рассчитанная конструкция неработоспособна, поэтому оптимизированная модель была доработана «вручную» в системе трехмерного моделирования КОМПАС-3D: «лучи» со значением параметра  $\eta_i = 0,4 \dots 1,0$  были продлены до границы области оптимизации с учетом их расположения при  $\eta_i = 0,05 \dots 1$  (рис. 5, б). Остальные элементы были удалены. Отредактированный вариант полученной в результате оптимизации конструкции, масса которой составила 1,85 кг, показан на рис. 7.

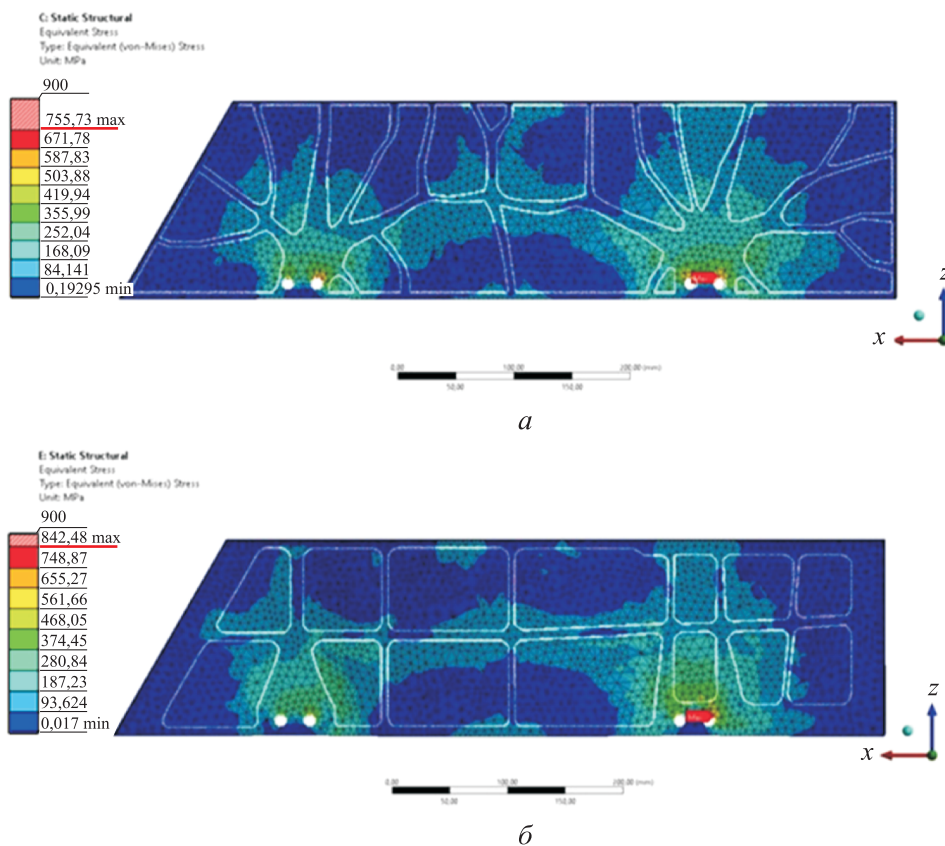


**Рис. 7.** Конструктивно-силовая схема несущей поверхности, полученная в результате топологической оптимизации и доработки в системе КОМПАС-3D

**Верификация исследования.** Для верификации исследования было проведено сравнение крыла, полученного с использованием топологической оптимизации, и типового крыла массой 2,12 кг, изготовленного из штампованной панели соединенной с обшивкой заклепками (см. рис. 1, б). Для приближения расчетного варианта к реальным условиям к оптимизированному каркасу была добавлена обшивка толщиной 1 мм. При этом граничные условия были выбраны такими же, как и при статическом расчете на этапе топологической оптимизации.

Распределение эквивалентных напряжений, полученное в результате расчета напряженно-деформированного состояния, представлено на рис. 8. Его анализ позволил сделать вывод, что для обеих силовых схем потеря прочности происходит у заднего узла крепления к корпусу БЛА. Максимальные напряжения в этих конструкциях не превышают предела текучести сплава Ti-6Al-4V — 755,7 МПа для оптимизированной конструкции и 842,5 МПа — для типовой конструкции. Максимальные напряжения для оптимизированного крыла на 10,3 % ниже, чем для крыла с типовой КСС. С учетом того, что масса оптимизированной конструкции меньше на 12,7 %, можно сделать вывод, что предложенная методика проектирования КСС несущей поверхности с использованием топологической оптимизации достаточно эффективна.





**Рис. 8.** Распределение эквивалентных напряжений в оптимизированной (а) и типовой (б) несущей поверхности, полученное в результате расчета на напряженно-деформированное состояние

**Дальнейшие направления исследования.** Следующий этап исследования конструкции для создания варианта, пригодного для изготовления и натурных испытаний, — расчет полученной несущей поверхности с учетом требований к ее аэроупругой устойчивости. Заключительный этап — подготовка полученной конструкции к аддитивному производству, включающий выбор метода печати и оборудования. Например, можно изготовить конструкцию из материала Ti-6Al-4V с помощью DMLS- и SLM-технологий — лазерного спекания и лазерного сплавления соответственно.

**Заключение.** Предложена методика проектирования КСС несущей поверхности малого удлинения, включающая определение целевой функции и ограничений, необходимых для топологической оптимизации; создание расчетной конечно-элементной модели с учетом нагрузок и ограничений; определение оптимальной КСС методом топологической оптимизации в программном комплексе ANSYS Workbench 19.2; проведение расчетов напряженно-деформированного

состояния полученной конструкции и типового крыла. Анализ результатов исследования показал, что применение предложенной методики позволяет получить КСС несущей поверхности с оптимальной массой и прочностью. Масса оптимизированного крыла из сплава Ti-6Al-4V равна 1,85 кг, максимальные эквивалентные напряжения составили 755,7 МПа.

Полученные результаты в дальнейшем можно использовать для создания полного алгоритма проектирования крыла — от предварительного проектирования до изготовления. Было установлено, что применение топологической оптимизации позволяет создавать конструкцию с оптимальными прочностью и массой, а также значительно сократить время проектирования.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники. *Труды МАИ*, 2014, № 78. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53682>
- [2] Сороковиков Н.А., Вавилин В.А., Амельченко Н.А., Ковязин С.С. Применение аддитивных технологий в производстве ракетно-космической техники. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Сборник материалов V Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики*, 2019, № 1, с. 280–282.
- [3] Шемонаева Е.С., Гончаров А.В., Андреев В.Д. Оценка целесообразности применения аддитивных технологий в изделиях аэрокосмической техники. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 12 (120). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2136>
- [4] Чемодуров А.Н. Применение аддитивных технологий в производстве изделий машиностроения. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2016, вып. 8, ч. 2, с. 210–217.
- [5] Gui X., Xiao M., Zhang Ya., Gao L., Liao Yu. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Advances in Computer Science Research*, 2017, vol. 74, pp. 841–850.
- [6] Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, 2003, 384 p.
- [7] Yaagoubi H., Abouchadi H., Janan M.T. Topological optimization by ANSYS 18.1 for the additive manufacturing. *Advanced Intelligent Systems for Sustainable Development*, 2020, vol. 1, pp. 810–819. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-90633-7\\_68](https://doi.org/10.1007/978-3-030-90633-7_68)
- [8] Комаров В.А. Точное проектирование. *Онтология проектирования*, 2012, № 3 (5), с. 8–23.
- [9] Xue-ping L., Lian-yu Z., Zheng-zhong L. Topological optimization of continuum structure based on ANSYS. *MATEC Web of Conferences. 2016 the 3rd International Conference on Mechatronics and Mechanical Engineering (ICMME 2016)*, 2017, vol. 95. <https://doi.org/10.1051/matecconf/20179507020>
- [10] Попова Д.Д., Самойленко Н.А., Семенов С.В., Балакирев А.А., Головкин А.Ю. Применение метода топологической оптимизации для уменьшения массы конструктивно подобного кронштейна трубопровода авиационного ГТД. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2018, № 55, с. 42–51. DOI: 10.15593/2224-9982/2018.55.05

- [11] Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 51, с. 51–61.  
DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05
- [12] Казанцева Н.В., Крахмалев П.В., Ядройцева И.А., Ядройцев И.А. Лазерная аддитивная 3D-печать титановых сплавов: современное состояние, проблемы, тенденции. *Физика металлов и металловедение*, 2021, т. 122, № 1, с. 8–30. DOI: 10.31857/S001532302101006X

Статья поступила в редакцию 27.06.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Куприянова Я.А. Методика проектирования конструктивно-силовой схемы несущей поверхности малого удлинения с использованием топологической оптимизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 9.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2209>

**Куприянова Янина Алексеевна** — аспирант кафедры «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Московского авиационного института. e-mail: [janina.kurgianova@yandex.ru](mailto:janina.kurgianova@yandex.ru)

## Methodology for designing a structural-power scheme of the low-aspect lifting plane using the topological optimization

© Ya.A. Kupriyanova

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

The paper proposes an algorithm for designing a power set of the low-aspect lifting plane for the air-to-air short-range unmanned aerial vehicle. The work objective was to reduce the lifting plane mass and to increase its strength characteristics taking into account the operational loads. The algorithm was based on introduction of the topological optimization method in terms of calculating the structure maximum static stiffness under constraints in volume. Calculations of the stress-strain state and topological optimization were carried out using the ANSYS Workbench 19.2 software package. Boundary conditions were determined; load acting on the wing was set. Material suitable for manufacturing the structure using additive technologies was selected for optimization. Topological optimization resulted in obtaining a structural power diagram of the wing power frame. Taking into account the actual operating conditions, a skin of constant thickness was added to the resulting load-bearing frame. To verify the study, comparative analysis of the optimized wing model and its possible analogue made by traditional methods was carried out. Results of this analysis showed that the mass of the optimized lifting plane was by 12.7% less compared to the mass of a typical stamped structure. At the same time, the maximum equivalent stress values for the optimized wing were 755.7 MPa, which was by 10.3% less than for the standard design. Recommendations were given for further stages of designing the resulting lifting plane.

**Keywords:** lifting plane, topological optimization, mass reduction, structural power diagram, strength

### REFERENCES

- [1] Chumakov D.M. Perspektivy ispolzovaniya additivnykh tekhnologiy pri sozdaniy aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhniki [Prospects of using additive technologies in creating aviation and aerospace equipment]. *“Trudy MAI” journal*, 2014, no. 78. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53682>
- [2] Sorokovikov N.A., Vavilin V.A., Amelchenko N.A., Kovyazin S.S. Primeneniye additivnykh tekhnologiy v proizvodstve raketno-kosmicheskoy tekhniki [Using additive technologies in production of the aerospace equipment]. In: *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики. Sbornik materialov V Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy Dnyu kosmonavтики* [Actual problems of aviation and cosmonautics. Collection of materials of the V International Scientific and Practical Conference devoted to the Day of Cosmonautics], 2019, no. 1, pp. 280–282.
- [3] Shemonaeva E.S., Goncharov A.V., Andreev V.D. Otsenka tselesoobraznosti primeneniya additivnykh tekhnologiy v izdeliyakh aerokosmicheskoy tekhniki [Evaluation of feasibility in introducing additive technologies in the aerospace products]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 12 (120). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2136>
- [4] Chemoedurov A.H. Primeneniye additivnykh tekhnologiy v proizvodstve izdeliy mashinostroyeniya [Using additive technologies in manufacture of the engi-

- neering products]. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki — Proceedings of the Tula State University. Technical Sciences*, 2016, iss. 8, part 2, pp. 210–217.
- [5] Gui X., Xiao M., Zhang Ya., Gao L., Liao Yu. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Advances in Computer Science Research*, 2017, vol. 74, pp. 841–850.
- [6] Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Springer Berlin, Heidelberg, 384 p.  
<https://doi.org/10.1007/978-3-662-05086-6>
- [7] Yaagoubi H., Abouchadi H., Janan M.T. Topological Optimization by ANSYS 18.1 for the Additive Manufacturing. *Advanced Intelligent Systems for Sustainable Development*, 2020, vol. 1, pp. 810–819.  
[https://doi.org/10.1007/978-3-030-90633-7\\_68](https://doi.org/10.1007/978-3-030-90633-7_68)
- [8] Komarov V.A. Tochnoye proektirovanie [Precision design]. *Ontologiya proektirovaniya — Design Ontology*, 2012, no. 3 (5), pp. 8–23.
- [9] Xue-ping L., Lian-yu Z., Zheng-zhong L. Topological optimization of continuum structure based on ANSYS. In: *MATEC Web of Conferences. 2016, the 3<sup>rd</sup> International Conference on Mechatronics and Mechanical Engineering (ICMME 2016)*, 2017, vol. 95. <https://doi.org/10.1051/mateconf/20179507020>
- [10] Popova D.D., Samoilenko N.A., Semenov S.V., Balakirev A.A., Golovkin A.Yu. Primeneniye metoda topologicheskoy optimizatsii dlya umensheniya massy konstruktivno podobnogo kronshteina truboprovoda aviatsionnogo GTD [Using topological optimization method to reduce the mass of the aircraft gas turbine engine model bracket]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — Bulletin of the PNRPU. Aerospace Engineering*, 2018, no. 55, pp. 42–51.  
DOI: 10.15593/2224-9982/2018.55.05.
- [11] Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Metody topologicheskoy optimizatsii konstruktsiy, primenyayushchikhsya v aerokosmicheskoy otrasli [Topology methods in optimizing structures used in the aerospace industry]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — Bulletin of the PNRPU. Aerospace Engineering*, 2017, no. 51, pp. 51–61. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05
- [12] Kazantseva N.V., Krakhmalev P.V., Yadroitseva I.A., Yadroitsev I.A. Lazernaya additivnaya 3D-pechat titanovykh splavov: sovremennoye sostoyanie, problemy, tendentsii [Laser additive 3d printing of titanium alloys: current status, problems, trends]. *Fizika metallov i metallovedenie — Physics of Metals and Metallography*, 2021, vol. 122, no. 1, pp. 8–30.  
DOI: 10.31857/S001532302101006X

**Kupriyanova Ya.A.**, PG, Department of Design and Strength of Aviation, Missile and Space Products, Moscow Aviation Institute. e-mail: janina.kupriyanova@yandex.ru