

Научная статья
УДК 629.73.015.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179104>

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ


Аркар Пхио¹, [Владимир Николаевич Семенов](#)², Борис Никитович Федулов³ 

¹ Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская область, Россия

² Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия

³ Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва, Россия

¹ okkarphyo501@gmail.com

³ Fedulov.b@mail.ru 

Аннотация. Один из способов оптимизации эффективности летательных аппаратов – это использование возможности трансформирования их конструкций в зависимости от режима эксплуатации. В рамках таких конструкций широкое распространение получили приводы, выполненные из материалов на основе сплавов с памятью формы. Проблемы при использовании методов оптимизации для таких конструкций связаны с деформированием и изменением связей внутри силовых элементов при различных случаях нагружения. Статья посвящена методу оптимизации трансформируемых конструкций летательных аппаратов. Предложен расширенный метод топологической оптимизации, позволяющий учитывать любые изменения в исследуемых элементах.

Ключевые слова: трансформируемая конструкция, сплавы с памятью формы, напряженно-деформированное состояние, оптимизация, топология

Финансирование: работа выполнена при поддержке РНФ, грант №. 20-11-20230-Р

Для цитирования: Пхио А., Семенов В.Н., Федулов Б.Н. Оптимизация трансформируемых конструкций летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 32–40. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179104>

Original article

OPTIMIZATION OF TRANSFORMABLE AIRCRAFT STRUCTURES


Arkar Phyo¹, [Vladimir N. Semenov](#)², Boris N. Fedulov³ 

¹ Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Dolgoprudny, Moscow Region, Russia

² Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russia

³ Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia

¹ okkarphyo501@gmail.com

³ Fedulov.b@mail.ru 

Abstract

Aerial vehicles are the most efficient in terms of the structure weight. These products require a great amount work with optimization methods. A relatively novel optimization method, namely topological optimization, which gained wide acceptance while light structures design, may be marked out. Works demonstrating optimization results of various aircraft structural elements are being published quite often.

Nevertheless, aerial vehicles are multi-mode devices, and special loading conditions correspond to each mode. This led to the transformable structures development. The advent of materials with the shape memory accelerated the search for the effective aircraft layouts in this direction.

The general problem of these transformable structures optimization consists in the fact that the load-bearing element is under conditions corresponding to various modes of the aircraft operation. These are not herewith simply various loading cases, associated with loadings changes, but these are other fixations as well as possible structure deformation. A phase transformation occurred, and material “recollected” the other shape at the corresponding flight mode. Besides several structure loading cases, the method proposed in the article allows accounting for such changes as deformation, changing of linkages and boundary conditions. The authors considered the example of the transformable rib. An optimal distribution of the material for the load-bearing scheme selection with account for three different flight modes was obtained.

Keywords: transformable structure, shape memory alloys, the stress-strain state, optimization, topology

Funding: the work was financed by the RSCF, Grant No. 20-11-20230-P.

For citation: Phyo A., Semenov V.N., Fedulov B.N. Optimization of transformable aircraft structures. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 32-40. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179104>

Введение

Летательные аппараты (ЛА) наиболее эффективны с точки зрения веса конструкции. Данные изделия требуют большой работы с методами оптимизации. Работы по классическим вопросам, таким как оптимизация толщин, анализ параметров укладок композитов, выбор геометрических параметров, выбор компоновки, ведутся по сей день [1–5]. Тем не менее можно выделить относительно новый метод оптимизации, получивший широкое распространение при проектировании легких конструкций – топологическая оптимизация [6–13]. Довольно регулярно выходят работы, демонстрирующие результаты оптимизации различных элементов конструкций ЛА. Так, в работах [7, 8] рассмотрена оптимизация кессона крыла. В работах [12, 13] проанализированы схемы усиления нервюр. Наверное, самой крупной работой по топологической оптимизации, связанной с авиацией, является работа группы исследователей из Дании [11]. В данной работе рассмотрено полноразмерное крыло самолета с габаритами ЛА Боинг 777 с очень большим количеством свобод и параметров оптимизации. Модель насчитывает более миллиарда элементов, каждый из которых имеет свой параметр оптимизации, в расчетах использовалось 8000 процессоров.

Тем не менее ЛА являются многорежимными устройствами и каждому режиму соответствуют свои условия нагружения. Для каждого режима оптимальная силовая схема и облик конкретных конструктивных элементов будут разными. Дан-

ный факт привел к развитию неклассических компоновок ЛА с возможностью трансформации [14–18]. При проектировании таких ЛА необходимо выделить оптимальные формы, а также способы рационального преобразования ЛА в конфигурацию, соответствующую режиму полета. Таковы, например, были самолеты с изменяемой геометрией крыла, но сложные системы приводов усложняли и утяжеляли изделия, что, по-видимому, сдерживало данный подход поиска эффективного оптимума в авиации [17, 18].

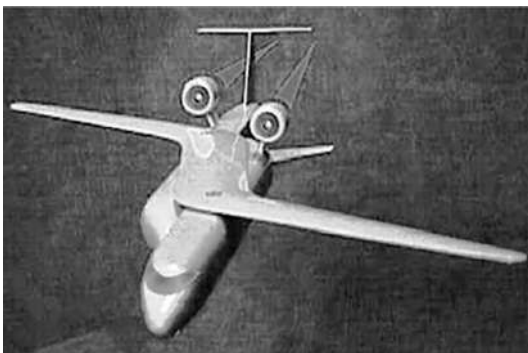
Ситуация начинает меняться с появлением материалов с памятью формы [19–21]. На основе сплавов с памятью формы (СПФ) можно разрабатывать эффективные актуаторы [22–24], которые начинают активно применяться в авиации [25].

На рис.1 показана кинематически преобразуемая модель ЛА, в которой совмещены идеи самолета с двумя фюзеляжами, скользящего крыла и возможность смыкания подконструкций на значительной доле их протяженности [17]. Разворот подконструкций, крыла и фюзеляжа в данном случае можно выполнить при мартенситном преобразовании кристаллической решетки материала актуатора, выполненного из СПФ [23]. Другие примеры применения СПФ для авиации можно найти в работах [24–27].

Общая проблема при оптимизации таких трансформируемых конструкций заключается в том, что силовой элемент находится в разных условиях, соответствующих разным режимам эксплуатации ЛА. Причем это не просто различные



а



б

Рис. 1. Адаптации летательного аппарата к режиму полета: а – вид ЛА во взлетно-посадочном режиме полета; б – вид ЛА в крейсерском режиме полета

случаи нагружения, связанные с изменением нагрузок, это и другие закрепления, а также возможное деформирование конструкции. Произошло фазовое превращение и материал «вспомнил» другую форму при соответствующем режиме полета. В такой ситуации появляются новые требования к методам оптимизации. Необходимо иметь возможность оптимизировать изделие в условиях различных случаев нагружения при возможной новой геометрии силового элемента, полученной при мартенситном превращении материала всего элемента либо его частей.

В предложенной работе рассматривается вариант топологической оптимизации, удовлетворяющий сформулированным условиям. В качестве примера рассматривается оптимизация трансформируемой нервюры, в результате которой можно выбрать силовую схему, распределить ребра жесткости.

1. Метод оптимизации

При определённых сужениях возможного выбора целевых функций и вариантов ограничений появляется возможность аналитического выражения для градиентов, необходимых для работы с методами оптимального критерия [28, 29]. Так, при введении параметров плотности [29–30], которые изменяют жесткость материала и ассоциируются с массой в определенной области конструкции Ω_n (рис. 2), появляется возможность детального анализа проектируемого изделия. Более формально определение параметров плотности можно записать следующим образом

$$E = \rho_n^p E_0, \tag{1}$$

где E_0 – модуль Юнга материала конструкции, E – модуль Юнга, используемый в области с индексом n (рис. 2), p – параметр штрафа.

Чем выше значение параметра штрафов p , тем меньший вклад в жесткость материала дают промежуточные значения параметров плотности $0 \leq \rho_n \leq 1$. При достижении значения параметра единицы жесткость материала совпадает с жесткостью материала, из которого предполагается выполнить конструкцию. На рис. 2 справа показан результат анализа и распределение параметров плотности для задачи изгиба консольно закрепленной пластины.

Наиболее типовой пример постановки задачи, где удалось получить аналитическое выражение необходимых для оптимизации градиентов в качестве целевой функции, рассматривается энергия деформации всего тела, при этом используется ограничение по массе (2). Минимизация энергии деформирования приводит к максимизации жест-

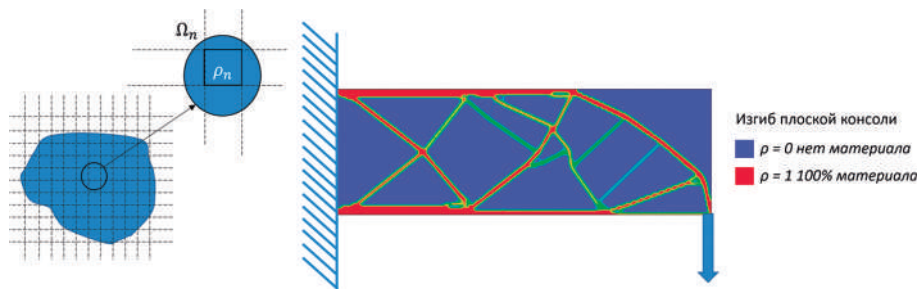


Рис. 2. Разбиение конструкции на подобласти n (слева), пример анализа изгиба консольно закрепленной конструкции (справа)

кости конструкции. Далее приведена формальная постановка задачи оптимизации конструкции по жесткости:

$$\begin{aligned} \min \int_{\Omega} \frac{1}{2} \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} d\Omega; \\ E = \rho_n^p E_0; \\ 0 \leq \rho_n \leq 1; \\ \sum_n \rho_i \Omega_i = M_0, \end{aligned} \quad (2)$$

где M_0 – предполагаемая масса конструкции.

Метод критерия оптимальности при такой постановке задачи получил название «топологической оптимизации» [45]. Рассмотрим итерационный алгоритм получения параметров плотности (3).

Здесь ρ_n^K – параметр плотности для области Ω_n на K -м шаге итерации, ζ и η подбираются для обеспечения сходимости, Λ – параметр, определяемый из условия, ограничивающего массу конструкции $\sum_n \rho_i \Omega_i = M_0$.

На рис. 3 справа показан результат анализа кронштейна системы навески механизации крыла. В задаче предполагалось сохранить 30% массы материала. Во время анализа учитывались все контактные взаимодействия. Слева на рис. 3 показано направление нагрузки и изначальная область оптимизации. Нагружающий цилиндр и контактная пластина предполагаются жесткими в анализе. На рис. 4 показан результат работы финальной подготовки кронштейна по результатам оптимизации. Интересно отметить, что в данном примере последний ряд болтов не вносит существенный вклад в жесткость детали, что приводит к исчезновению материала в этой области в процессе оптимизации.

В работах с несколькими случаями нагружения можно рассмотреть несколько одинаковых конструктивных элементов как одно тело с различными граничными условиями (рис. 5).

Далее, в качестве Ω_n необходимо взять несколько областей (рис. 5) и рассматривать для них один параметр ρ_n , далее использовать алгоритм (3) как и в обычном случае анализа. Если для случая, показанного на рис. 5, в качестве Ω_n рассматривается один конечный элемент численного анализа, то результатом оптимизации будет независимая оптимизация каждого случая нагружения. При работе

с несколькими случаями нагружения необходимо использовать ряд элементов из области Ω_n в соответствии с количеством рассматриваемых случаев.

В случае трансформации конструкции, либо деформирования под действием мартенситного превращения, необходимо отследить преобразование оптимизируемых областей. На рис. 6 схематично показана постановка задачи для двух различных случаев нагружения в случае мартенситного превращения соединительной пластины.

Отличие от типовой задачи с несколькими случаями нагружения заключается в том, что часть конструкции получила большие конечные пере-

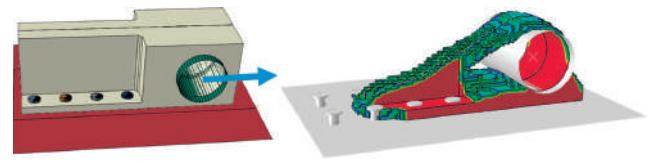


Рис. 3. Результат оптимизации кронштейна системы навески механизации крыла

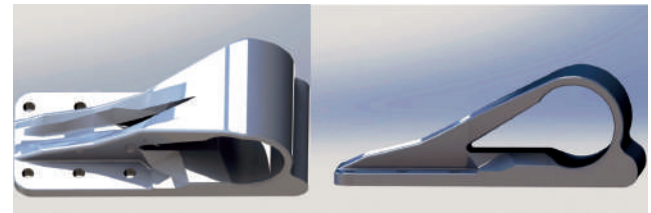


Рис. 4. Финальный результат подготовки кронштейна по результатам оптимизации

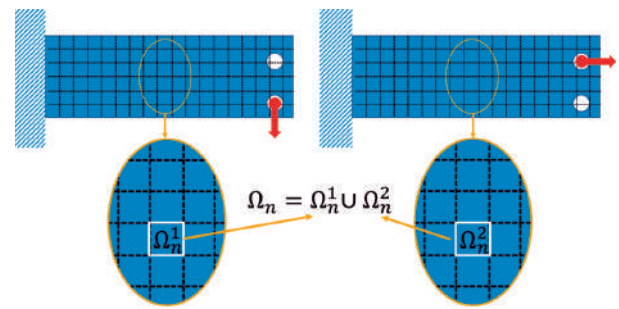


Рис. 5. Схема выделения областей соответствующих параметрам плотности для оптимизации двух случаев нагружения

$$\rho_n^{K+1} = \begin{cases} \max \{ (1 - \zeta) \rho_n^K, \rho_{\min} \}, & \text{if } \rho_n^K B_K^n \leq \max \{ (1 - \zeta) \rho_n^K, \rho_{\min} \}; \\ \min \{ (1 + \zeta) \rho_n^K, 1 \}, & \text{if } \min \{ (1 + \zeta) \rho_n^K, 1 \} \leq \rho_n^K B_K^n; \\ \rho_n^K B_K^n & \text{otherwise;} \end{cases} \quad (3)$$

$$B_K = \Lambda^{-1} \frac{p}{\rho_n^K} \int_{\Omega_n} E_{ijkl} \varepsilon_{ij} \varepsilon_{kl} d\Omega.$$

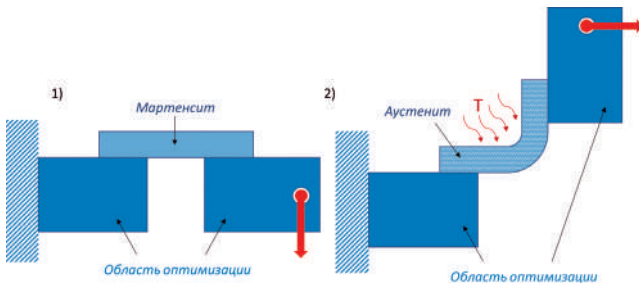


Рис. 6. Схема оптимизируемых деталей для двух случаев нагружения, связанных с мартенситным превращением соединительного кронштейна

мещения. Если такие перемещения рассматривать как нагружение, то становится несправедливым выражение для градиента от внутренней энергии деформации оптимизируемой конструкции [30], используемое в алгоритме (3). Более того, так как в процессе оптимизации задача решается несколько раз, то вычисления становятся существенно ресурсоемкими и зачастую невозможными. Особенность метода заключается в том, что мы сразу рассматриваем изначальную и трансформированную конструкции, после чего, используя гипотезу о малых деформациях, имеем возможность проводить оптимизацию привычным способом. Важно отследить перемещение соответствующих областей или элементов Ω_n^1 и Ω_n^2 при трансформировании конструкции (рис. 6).

2. Оптимизация трансформируемой нервюры

В задаче рассматривается составная нервюра, включающая в себя три части, связанные парами прямолинейных актуаторов (рис. 7).

Удлиняясь и сжимаясь актуаторы могут перемещать составные части нервюры и менять ее форму, меняя профиль крыла. На рис. 8 показаны трансформированные состояния нервюры.

В качестве целевой функции рассматривается жесткость конструкции при ограничении по массе в 15% от изначальной. Таким образом, задача соответствует уравнениям (2).

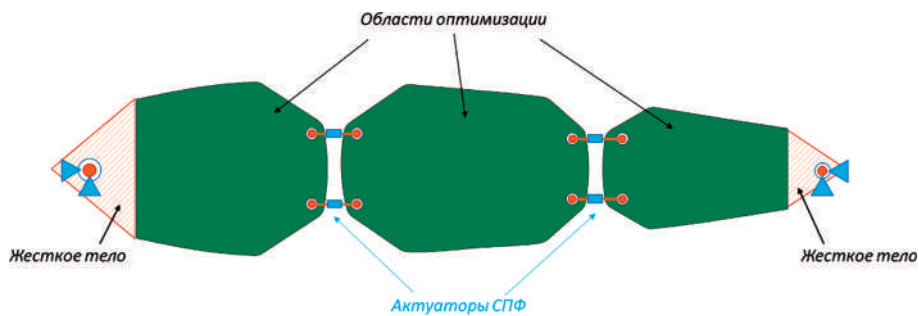


Рис. 7. Схема трансформируемой нервюры

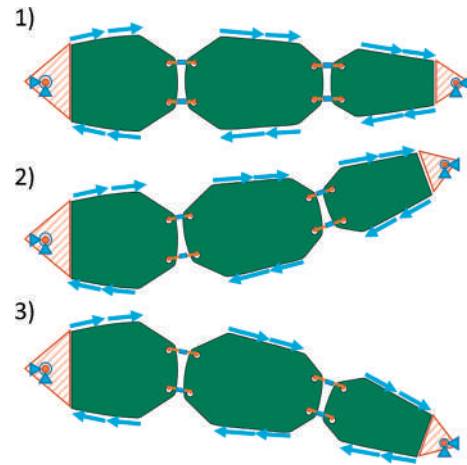


Рис. 8. Случаи нагружения трансформируемой нервюры

Нервюра закреплена в местах сопряжения с лонжеронами (рис. 8). Нагружение происходит только сдвиговыми силовыми потоками по периметру нервюры для всех трех случаев, что имитирует воздействие от обшивки крыла. Во всех случаях величина плотности сдвиговой нагрузки равна единице. Задача решается в условиях плоского напряженного состояния. На рис. 9 показана конечно-элементная сетка, используемая в расчетах (9771 элемент). Актуаторы рассматриваются жесткими с шарнирными креплениями в элементах нервюры. На рис. 9 выделен ряд узлов по периметру отверстия a_i перемещения которых приравниваются к центральному узлу A по всем компонентам, включая вращательные. Аналогичная ситуация с ответным отверстием с центральным узлом B и набором узлов по периметру b_j . Центральные узлы отверстий A и B соединены жесткой шарнирной связью, то есть все компоненты пространственных перемещений узла A приравниваются к соответствующим компонентам узла B . Аналогично связываются все соответствующие отверстия элементов нервюры. Для различных случаев нагружения длина отрезка AB разная для различных пар отверстий (см. рис. 8), то есть предполагается, что конструкция трансформи-

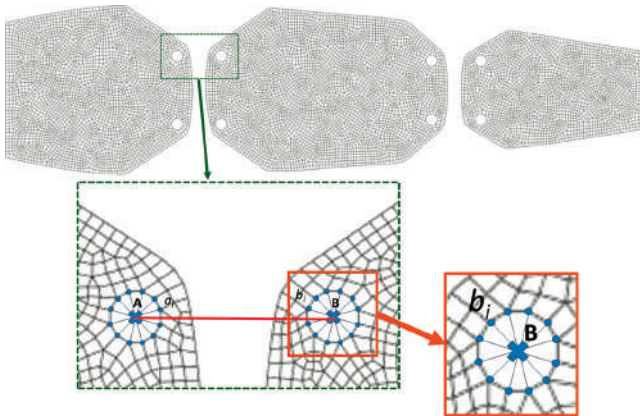


Рис. 9. Конечно-элементная сетка

ровалась и в этом состоянии длина актуаторов фиксируется. Модуль Юнга равен 70 ГПа, коэффициент Пуассона составляет 0,3. Конкретные величины нагрузок и модуля упругости материала не важны для процесса топологической оптимизации в силу линейности задачи [45].

На рис. 10 показан результат оптимизации независимых случаев нагружения. В данном случае материал распределен по-разному для соответствующих случаев нагружения. На рис. 11 показан результат оптимизации, дополненный необходимыми связями для различных случаев нагружения. Видно, что новое распределение материала не совпадает ни с одним из вариантов, представленных на рис. 10. Также на рис. 11 показаны стадии оптимизации. Видно, что уже к 14-й итерации практически достигается финальный результат. Из истории изменения целевой функции (рис. 12) можно сделать вывод, что уже начиная с 20-й итерации достигается искомый минимум.

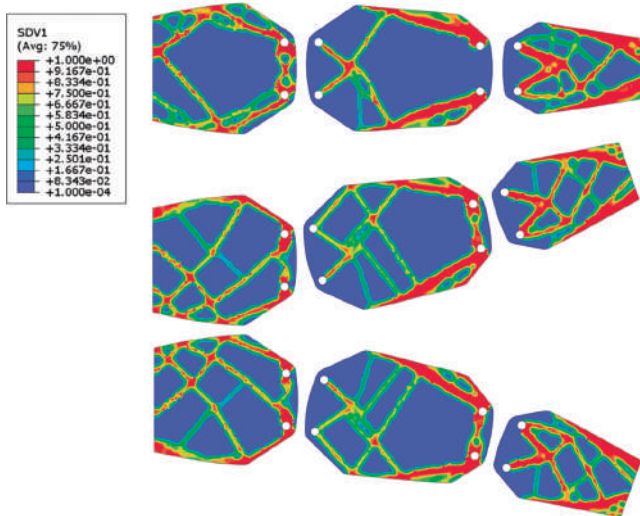


Рис. 10. Распределение параметров ρ_n , результат оптимизации независимых случаев нагружения

Выводы

Для оптимизации трансформируемых и деформируемых конструкций ЛА предложен новый подход, который является расширением известного метода топологической оптимизации. Рассмотренный метод позволяет учесть, помимо нескольких случаев нагружения конструкции такие изменения, как деформирование, изменение связей и изменение граничных условий. Рассмотрен пример оптимизации трансформируемой нервюры. Получено оптимальное распределение материала для выбора силовой схемы с учетом трех режимов полета.

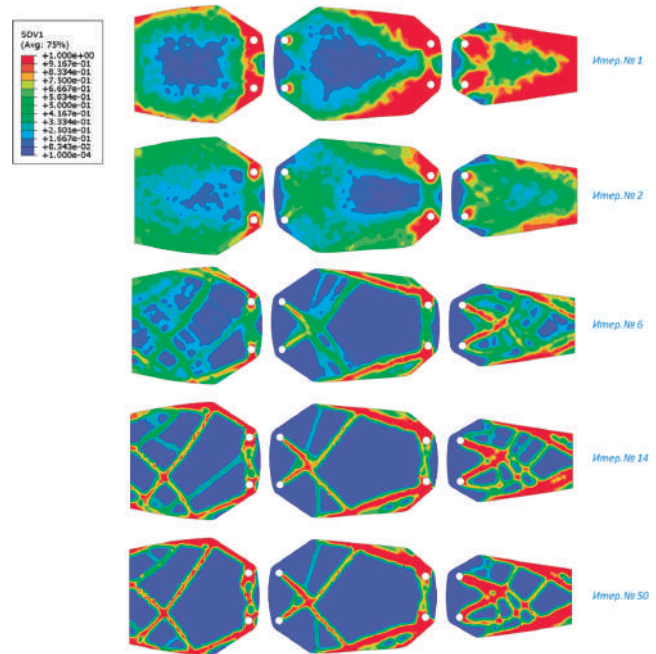


Рис. 11. Распределение параметров ρ_n , стадии оптимизации зависимых случаев нагружения

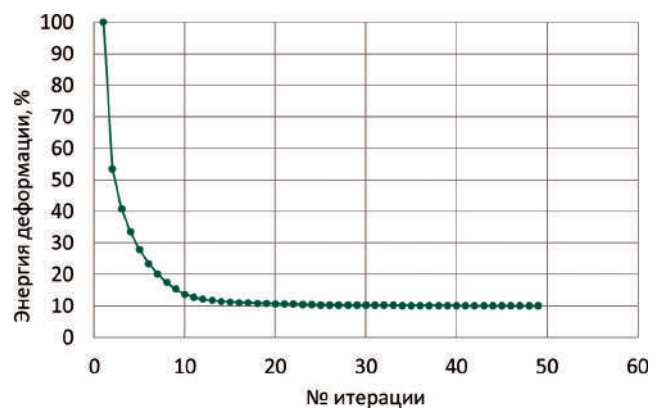


Рис. 12. Значения целевой функции в отношении к первой итерации в зависимости от номера итерации

Список источников

1. Zhao W., Karania R. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs // *AIAA Journal*. 2019. Vol. 57. No. 6, pp. 2594-2608. DOI: 10.2514/1.J057892
2. Muc A., Flis J., Augustyn M. Optimal design of plated/shell structures under flutter constraints—a literature review // *Materials*. 2019. Vol. 12. No. 24: 4215. DOI: 10.3390/ma12244215
3. Sferza M., Ninić J., Chronopoulos D. et al. Multidisciplinary Optimisation of Aircraft Structures with Critical Non-Regular Areas: Current Practice and Challenges // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 8: 223. DOI: 10.3390/aerospace8080223
4. Семенов В.Н. Элементы научно-технического задела в механике конструкций перспективных летательных аппаратов // *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*. 2011. № 4–5. С. 2482–2484.
5. Болдырев А. В. Структурная оптимизация крыльев с учетом требований прочности и жесткости // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 3. С. 15–21.
6. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 3. С. 62–71.
7. Stanford B.K. Aeroelastic Wingbox Stiffener Topology Optimization // *Journal of Aircraft*. 2018. Vol. 55. No. 3, pp. 1244-1251. DOI: 10.2514/1.C034653
8. Krog L., Tucker A., Kemp M., Boyd A. Topology Optimisation of Aircraft Wing Box Ribs // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August - 01 September 2004; Albany, New York). DOI: 10.2514/6.2004-4481
9. du Plessis A., Broeckhoven C., Yadroitsava I. et al. Beautiful and Functional: a Review of Biomimetic Design in Additive Manufacturing // *Additive Manufacturing*. 2019. Vol. 27, pp. 408-427. DOI: 10.1016/j.addma.2019.03.033
10. Das G.K., Ranjan P., James K.A. 3D Topology Optimization of Aircraft Wings with Conventional and Non-conventional Layouts: a Comparative Study // *AIAA Aviation 2022 Forum* (27 June – 01 July 2022; Chicago, IL & Virtual). DOI: 10.2514/6.2022-3725
11. Aage N., Andreassen E., Lazarov B., Sigmund O. et al. Gigavoxel computational morphogenesis for structural design // *Nature*. 2017. Vol. 550. No. 7674, pp. 84-86. DOI: 10.1038/nature23911
12. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016. Vol. 23, pp. 595-622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
13. Dinovitzer M., Miller C., Hacker A. et al. Structural Development and Multiscale Design Optimization of Additively Manufactured UAV with Blended Wing Body Configuration Employing Lattice Materials // *AIAA Scitech* 2019 Forum (7-11 January 2019; San Diego, California). DOI: 10.2514/6.2019-2048
14. Concilio A., Dimino I., Pecora R. SARISTU: Adaptive Trailing Edge Device (ATED) design process review // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021. Vol. 34. No. 7, pp. 187-210. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.036
15. Yang Y., Wang Z., Lyu S. Comparative study of two lay-up sequence dispositions for flexible skin design of morphing leading edge // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021. Vol. 34. No. 7, pp. 271-278. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.035
16. Pflüger J., Breitsamter C. Experimental investigations of a full model with adaptive elasto-flexible membrane wings // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021. Vol. 34. No. 7, pp. 211-218. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.037
17. Семенов В.Н. Конструкции самолетов замкнутой и изменяемой схем. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 2006. – 228 с.
18. Semenov V.N. A comparison of the weight ration of the airframe designs of aircraft with a cantilever wing and with a closed wing system. NASA TM-77842, 1985.
19. Jani J.M., Leary M., Subic A., Gibson M. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities // *Materials & Design* (1980-2015). 2014. Vol. 56, pp. 1078-1113. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.11.084
20. Lobo P.S., Almeida J., Guerreiro L. Shape Memory Alloys Behaviour: a Review // *Procedia Engineering*. 2015. Vol. 114, pp. 776-783. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.08.025
21. Van Humbeeck J. Shape Memory Alloys: a Material and a Technology // *Advanced engineering materials*. 2001. Vol. 3. No. 11, pp. 837-850. DOI: 10.1002/1527-2648(200111)3:11<837::AID-ADEM837>3.0.CO;2-0
22. Sreekumar M., Nagarajan T., Singaperumal M. et al. Critical review of current trends in shape memory alloy actuators for intelligent robots // *Industrial Robot the international journal of robotics research and application*. 2007. Vol. 34. No. 4, pp. 285-294. DOI: 10.1108/01439910710749609
23. Мовчан А.А., Семенов В.Н., Ньюнт С. Проектирование силовозбудителя крутящего момента из сплава с памятью формы // *Труды ЦАГИ. Выпуск 2664*. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2004. С. 220–230.
24. Саганов Е.Б. Анализ напряженно-деформированного состояния торсионного актуатора из сплава с памятью формы при рабочем ходе в условиях стесненного деформирования // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 1. С. 109–116.
25. Costanza G., Tata M.E. Shape memory alloys for aerospace, recent developments, and new applications: A short review // *Materials*. 2020. Vol. 13. No. 8: 1856. DOI: 10.3390/ma13081856
26. Крахин О.И., Зенин В.А., Фатьянов С.А. Термомеханические двигатели и теплоэнергетические установки на основе сплавов с памятью // *Вестник Московского авиационного института*. 2010. Т. 17. № 1. С. 120–130.

27. Calkins T., Mabe J.H. Shape memory alloy based morphing aerostructures // *Journal of Mechanical Design*. 2010. Vol. 132. No. 11: 111012. DOI: 10.1115/1.4001119
28. Patnaik S.N., Guptill J.D., Berke L. Merits and limitations of optimality criteria method for structural optimization // *The International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 1995. Vol. 38. No. 18, pp. 3087–3120. DOI: 10.1002/NME.1620381806
29. Kim N.H., Dong T., Weinberg D., Dalidd J. Generalized Optimality Criteria Method for Topology Optimization // *Applied Sciences*. 2021. Vol. 11. No. 7: 3175. DOI: 10.3390/AP11073175
30. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization. Theory, methods, and applications. – 2nd ed. I- Springer, 2011. – 384 p.

References

1. Zhao W., Kapania R. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA Journal*, 2019, vol. 57, no. 6, pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892
2. Muc A., Flis J., Augustyn M. Optimal design of plated/shell structures under flutter constraints – a literature review. *Materials*, 2019, vol. 12, no. 24: 4215. DOI: 10.3390/ma12244215
3. Sferza M., Ninić J., Chronopoulos D. et al. Multidisciplinary Optimisation of Aircraft Structures with Critical Non-Regular Areas: Current Practice and Challenges. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 8: 223. DOI: 10.3390/aerospace8080223
4. Semenov V.N. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo*, 2011, no. 4–5, pp. 2482–2484.
5. Boldyrev A.V. Wing structural optimization under strength and stiffness constrains. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no 1, pp. 259–268.
6. Boldyrev A.V., Pavel'chuk M.V., Sinel'nikova R.N. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 62–71.
7. Stanford B.K. Aeroelastic Wingbox Stiffener Topology Optimization. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 3, pp. 1244–1251. DOI: 10.2514/1.C034653
8. Krog L., Tucker A., Kemp M., Boyd A. Topology Optimisation of Aircraft Wing Box Ribs. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August – 01 September 2004; Albany, New York)*. DOI: 10.2514/6.2004-4481
9. du Plessis A., Broeckhoven C., Yadroitsava I. et al. Beautiful and Functional: a Review of Biomimetic Design in Additive Manufacturing. *Additive Manufacturing*, 2019, vol. 27, pp. 408–427. DOI: 10.1016/j.addma.2019.03.033
10. Das G.K., Ranjan P., James K.A. 3D Topology Optimization of Aircraft Wings with Conventional and Non-conventional Layouts: a Comparative Study. *AIAA Aviation 2022 Forum (27 June – 01 July 2022; Chicago, IL & Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2022-3725
11. Aage N., Andreassen E., Lazarov B., Sigmund O. et al. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design. *Nature*, 2017, vol. 550, no. 7674, pp. 84–86. DOI: 10.1038/nature23911
12. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2016, vol. 23, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
13. Dinovitzer M., Miller C., Hacker A. et al. Structural Development and Multiscale Design Optimization of Additively Manufactured UAV with Blended Wing Body Configuration Employing Lattice Materials. *AIAA Scitech 2019 Forum (7–11 January 2019; San Diego, California)*. DOI: 10.2514/6.2019-2048
14. Concilio A., Dimino I., Pecora R. SARISTU: Adaptive Trailing Edge Device (ATED) design process review. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 7, pp. 187–210. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.036
15. Yang Y., Wang Z., Lyu S. Comparative study of two lay-up sequence dispositions for flexible skin design of morphing leading edge. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 7, pp. 271–278. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.035
16. Pflüger J., Breitsamter C. Experimental investigations of a full model with adaptive elasto-flexible membrane wings. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 7, pp. 211–218. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.037
17. Semenov V.N. *Konstruktivnyy samoletov zamknutoy i izmenyaemoy skhem* (Aircraft designs of closed and variable circuits), Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2006, 228 p.
18. Semenov V.N. *A comparison of the weight ration of the airframe designs of aircraft with a cantilever wing and with a closed wing system*. NASA TM-77842, 1985.
19. Jani J.M., Leary M., Subic A., Gibson M. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities. *Materials & Design* (1980–2015), 2014, vol. 56, pp. 1078–1113. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.11.084
20. Lobo P.S., Almeida J., Guerreiro L. Shape Memory Alloys Behaviour: a Review. *Procedia Engineering*, 2015, vol. 114, pp. 776–783. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.08.025
21. Van Humbeeck J. Shape Memory Alloys: a Material and a Technology. *Advanced engineering materials*, 2001, vol. 3, no. 11, pp. 837–850. DOI: 10.1002/1527-2648(200111)3:11<837::AID-ADEM837>3.0.CO;2-0
22. Sreekumar M., Nagarajan T., Singaperumal M. et al. Critical review of current trends in shape memory alloy actuators for intelligent robots. *Industrial Robot the international journal of robotics research and application*, 2007, vol. 34, no. 4, pp. 285–294. DOI: 10.1108/01439910710749609
23. Movchan A.A., Semenov V.N., N'yunt S. *Trudy TsAGI*. Vypusk 2664, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2004, pp. 220–230.

24. Saganov E.B. Analysis of the stress-strain state of the torsion actuator made of shape memory alloy at the operating conditions in the course of the constrained deformation. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no 1, pp. 109-116.
25. Costanza G., Tata M.E. Shape memory alloys for aerospace, recent developments, and new applications: A short review. *Materials*, 2020, vol. 13, no. 8: 1856. DOI: 10.3390/ma13081856
26. Krahin O.I., Zenin V.A., Fatyanov S.A. Thermomechanical engines and power plants based on shape - memory alloys. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no 1, pp. 120-130.
27. Calkins T., Mabe J.H. Shape memory alloy based morphing aerostructures. *Journal of Mechanical Design*, 2010, vol. 132, no. 11: 111012. DOI: 10.1115/1.4001119
28. Patnaik S.N., Guptill J.D., Berke L. Merits and limitations of optimality criteria method for structural optimization. *The International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1995, vol. 38, no. 18, pp. 3087-3120. DOI: 10.1002/NME.1620381806
29. Kim N.H., Dong T., Weinberg D., Dalidd J. Generalized Optimality Criteria Method for Topology Optimization. *Applied Sciences*, 2021, vol. 11, no. 7: 3175. DOI: 10.3390/APP11073175
30. Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology optimization. Theory, methods, and applications*. 2nd ed. Springer, 2011, 384 p.

Статья поступила в редакцию 08.09.2023; одобрена после рецензирования 09.01.2024; принята к публикации 09.01.2024.

The article was submitted on 08.09.2023; approved after reviewing on 09.01.2024; accepted for publication on 09.01.2024.