

Научная статья

УДК 629.7.023

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186669>

EDN: <https://www.elibrary.ru/CTVOXS>



## Развитие метода топологической оптимизации конструкции соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолета

Андрей Вячеславович Болдырев<sup>1</sup>, Дмитрий Викторович Золотов<sup>2</sup>✉

<sup>1, 2</sup> Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет), Самара, Российская Федерация

<sup>1</sup> [boldirev.av@ssau.ru](mailto:boldirev.av@ssau.ru)

<sup>2</sup> [dmitriy.zolotov98@mail.ru](mailto:dmitriy.zolotov98@mail.ru)✉

**Аннотация.** Предлагается метод топологической оптимизации конструкции соединения крыла и фюзеляжа с учетом требований прочности и весовой эффективности. Проектирование силовой схемы конструкции выполняется с использованием комбинированной модели метода конечных элементов на основе деформируемого твердого тела переменной плотности и оболочек переменной толщины. Метод топологического проектирования конструкции заключается в оптимизации распределения материала и интерпретации силовой работы конструкции в комбинированной модели. В качестве целевой функции используется специфический критерий «силовой фактор», учитывающий величину и протяженность передачи внутренних усилий в конструкции. Приводится численный пример проектирования отсека фюзеляжа в зоне соединения с крылом, демонстрирующий работоспособность предлагаемого метода топологической оптимизации и новое техническое решение, найденное на основе его применения.

**Ключевые слова:** силовая схема центроплана, комбинированная модель соединения крыла и фюзеляжа, тело переменной плотности, пластина переменной толщины, балка переменного сечения, весовая эффективность конструкции

**Для цитирования:** Болдырев А.В., Золотов Д.В. Развитие метода топологической оптимизации конструкции соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 73–84. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186669>

Original article

## Mainline Aircraft Wing-to-Fuselage Coupling Structure Topological Optimization Method Evolution

Andrey V. Boldyrev<sup>1</sup>, Dmitriy V. Zolotov<sup>2</sup>✉

<sup>1, 2</sup> Samara National Research University, Samara, Russian Federation

<sup>1</sup> [boldirev.av@ssau.ru](mailto:boldirev.av@ssau.ru)

<sup>2</sup> [dmitriy.zolotov98@mail.ru](mailto:dmitriy.zolotov98@mail.ru)✉

### Abstract

The authors suggested a topological optimization method of the wing-to-fuselage coupling structure with account for both strength and weight efficiency requirements.

© Болдырев А.В., Золотов Д.В., 2025

The design object is an elastic thin-walled system that ensures the normal forces transfer from the detachable wing parts to the self-balancing at the central zone of the fuselage. The shearing forces from the wing are being balanced on the fuselage skin. The the sealed fuselage framed shell takes up as well the excessive internal pressure, bending and torsion of the fuselage.

A special criterion, namely the “power factor coefficient”, accounting for the value and stretch of the internal forcings transfer in the structure, is being used as the goal function.

The suggested topological optimization method employs a combined finite element model (FEM), which consists of a set of FEMs of three types. The FEM of the first type (FEM-1) is intended to determine the number, type and location of structural elements that ensure rational wing-to-fuselage coupling. For the topological optimization execution, the permissible geometric area, inside which the sought-for elements of the copling structure may be located, is being filled by the hypothetically continuous elastic medium of variable density and stiffness. The FEM of the second type (FEM-2) is intended for topological optimization of the thin-walled elements of an object such variable cross-section beams, reinforced panels, ribs, frames. This model incorporates various thickness shells inscribed into the structure geometric restrictions. The FEM of the third type (FEM-3) includes structural elements, which are defined in the design process of the load bearing scheme of the structure. Rod, plate, and solid finite elements are being used for their modeling.

The article adduces a numerical example of the fuselage compartment design process in wing-to-fuselage coupling zone, demonstrating the suggested topological optimization method operability. The cylindrical fuselage compartment in the zone of its coupling with the low-lying wing was selected as the object of research. The detachable wing parts are being formed by the Nyu/Grumman K-1 supercritical profile with a relative thickness of 12%. A new technical solution based on the system of various cross-section beams which weight is 18.6% lower relative to the power scheme of the structure with centre-section wing with effective construction depth.

**Keywords:** center section structural arrangement, combined wing-to-fuselage coupling model, variable density body, variable thickness plate, variable cross-section beam, structure weight efficiency

**For citation:** Boldyrev A.V., Zolotov D.V. Mainline Aircraft Wing-to-Fuselage Coupling Structure Topological Optimization Method Evolution. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):73–84. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186669>

### List of Figures

Fig. 1. Mathematical models for topology optimization: *a* – FEM-1, *b* – FEM-2, *c* – FEM-3

Fig 2. Solid filler element data: for principal force flows (*a*); for principal tangential forces (*b*)

Fig. 3. Construction structural arrangement development process

Fig. 4. Construction geometric constraints

Fig. 5. Solid filler elements characteristics after optimization: density distribution ( $\text{kg/m}^3$ ) (*a*); principal force flows pattern (*b*); principal tangential forces pattern (*c*)

Fig. 6. Plate characteristics in FEM-2: thickness distribution, mm (*a*), principal force flows pattern (*b*)

Fig 7. Panels characteristics in FEM-2: thickness distribution in the lower panel, mm (*a*); in top the panel (*c*);

in the inner panels (*e*); principal force flows pattern in the lower panel (*b*); in the top panel (*d*); in the inner panels (*f*)

Fig. 8. Wall characteristics: thickness distribution, mm (*a*); principal force flows pattern (*b*)

Fig. 9. Wing-to-fuselage connection with center-section (vertical plane of symmetry section, inner view)

### List of Tables

Table. Wing-to-fuselage connection weight statement

## Введение

Выбор рациональных параметров силовых схем агрегатов существенно влияет на весовую эффективность перспективной авиационной техники [1, 2]. В процессе выбора силовой схемы конструкции (ССК) минимальной массы при выполнении разнообразных функциональных требований важную роль играют методы топологической оптимизации, которые зародились более 150 лет назад и активно развивались в последние десятилетия [3–8]. Известны методы топологического

проектирования несущих поверхностей [9–12] и фюзеляжей [13–15]. В то же время вопросам рационального проектирования ССК соединения крыла и фюзеляжа в научно-технической литературе уделено значительно меньше внимания. Отчасти это объясняется сложностью данной конструкции с точки зрения топологической оптимизации: перерезывающие силы, изгибающие и крутящие моменты, воспринимаемые элементами крыла и фюзеляжа, достигают в ней максимальных значений, а деформации, возникающие в агрегатах,

в зоне их соединения складываются, создавая сложную пространственную картину нормальных и касательных деформаций.

При проектировании соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолета обычно используется техническое решение на основе применения центроплана с постоянной эффективной строительной высотой, расположенного внутри фюзеляжа и состыкованного с отъемными частями консолей крыла и силовыми шпангоутами фюзеляжа [16]. Соединение кессонных отъемных частей крыла с центропланом осуществляется по периметру стыковых нервюр. В статье [17] выполнена оценка весовой эффективности упругой системы на основе системы балок переменного сечения. Получена область отношений геометрических параметров соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолета, в которой возможны технические решения со значительным (порядка 20%) снижением массы конструкции относительно центроплана с постоянной строительной высотой. По результатам выполненного исследования [17] выявлено, что строительная высота теоретически оптимальной упругой системы составляет в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа значение, равное примерно половине длины передачи изгибающего момента в соединении крыла и фюзеляжа между стыковыми нервюрами отъемных частей крыла.

В настоящей работе предлагается метод топологической оптимизации конструкции соединения низкорасположенного кессонного крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения с использованием математической модели деформируемого твердого тела переменной плотности [3, 12].

### Выбор оптимизационной модели

Объектом проектирования является упругая тонкостенная система, обеспечивающая эффективную передачу нормальных сил с панелей правой и левой отъемных частей крыла на самоуравновешивание в центральной зоне фюзеляжа. Перерезывающие силы с крыла передаются элементами конструкции соединения и уравниваются на обшивке фюзеляжа. Каркасирующая оболочка герметичного фюзеляжа нагружается также силами от избыточного внутреннего давления, изгиба и кручения фюзеляжа.

Рассматривается задача определения параметров ССК соединения крыла и фюзеляжа, обеспечивающих минимум массы конструкции, воспринимающей без разрушения заданную нагрузку. Геометрическими ограничениями проектируемого объекта снаружи являются теоретические контуры

обшивки фюзеляжа и аэродинамических обтекателей в зоне стыка с крылом. Внутренние границы допустимого пространства ССК определяются из компоновочных соображений с учетом расположения пассажирских, грузовых и приборных отсеков.

В качестве критерия весовой эффективности ССК принят силовой фактор [18, 19]:

$$G = \int_V \sigma^{\text{эKB}} dV, \quad (1)$$

где  $\sigma^{\text{эKB}}$  — эквивалентные напряжения, действующие в конструкции;  $V$  — объем конструкции.

Масса конструкции соединения определяется по соотношению [19]

$$m_k = \varphi \rho_k \frac{G}{\sigma_k}, \quad (2)$$

где  $m_k$  — масса конструкции;  $\varphi$  — коэффициент полной массы [19, 20], определяемый как отношение массы конструкции к теоретически необходимой массе силового материала;  $\rho_k$  — плотность основного конструкционного материала;  $\sigma_k$  — допускаемое напряжение основного конструкционного материала.

Коэффициент  $\varphi$  определяет долю массы конструкции, которая не учтена на этапе вычисления теоретической массы модели конструкции. Источниками этой дополнительной массы могут быть конструктивно-технологические особенности агрегатов, наличие несилowych, поддерживающих и крепежных деталей. Для агрегатов авиационных конструкций коэффициент  $\varphi$  весьма стабилен и масса конструкции пропорциональна критерию  $G$ . С учетом рекомендаций [19–21] в настоящей работе принято значение коэффициента  $\varphi = 2$ .

Главным недостатком известных конструкций соединения крыла и фюзеляжа, в которых кессонная часть крыла продолжается внутри фюзеляжа [16, 22], является малая строительная высота центроплана, ограничиваемая толщиной крыла, что снижает эффективность передачи нормальных усилий в соединении. Кроме того, наличие выреза под центроплан в нижнем своде фюзеляжа также приводит к увеличению массы упругой системы за счет необходимости снабжения конструкции соединения нижними продольными бимсами (килевыми балками) и дополнительными гермопанелями для компенсации выреза.

В работе [17] выдвинута и подтверждена гипотеза о существовании и рациональности упругой системы соединения крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения с увеличенной строительной высотой в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа. Конструкция соединения позволяет передавать нормальные силы от изгиба

крыла в поясах балок с меньшими значениями относительно центроплана с постоянной строительной высотой. Для получения силовой схемы такой конструкции средствами топологической оптимизации в настоящем исследовании рассматривается комбинированная математическая модель, состоящая из совокупности конечно-элементных моделей (КЭМ) трех видов, представленных на рис. 1. Показаны разрезы моделей по вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа. Модели соединяются между собой по всем контактными линиям и поверхностям.

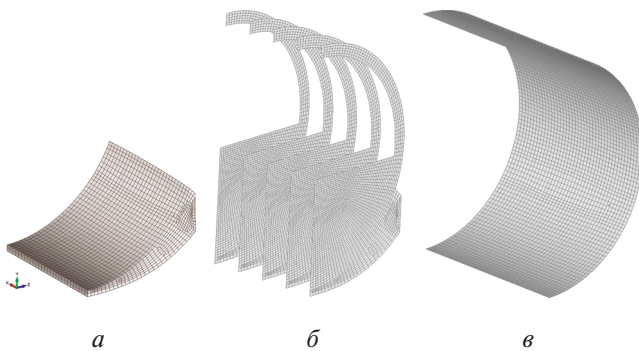


Рис. 1. Математические модели топологического проектирования:  
а – КЭМ-1; б – КЭМ-2; в – КЭМ-3

КЭМ первого вида (КЭМ-1) предназначена для определения количества, типа и расположения силовых элементов конструкции, обеспечивающих рациональное соединение крыла и фюзеляжа. Для целей топологической оптимизации допустимая геометрическая область, внутри которой могут располагаться искомые силовые элементы конструкции соединения, заполняется гипотетической непрерывной упругой средой переменной плотности и жесткости, называемой далее «заполнителем». Принята линейная модель изотропного материала упругой среды [3, 8, 15]:

$$\bar{E} = \rho \bar{E}; \quad (3)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \bar{\sigma}, \quad (4)$$

где  $\rho$  – плотность материала заполнителя;  $\bar{E}$  и  $\bar{\sigma}$  – модуль упругости и допускаемое напряжение материала заполнителя;  $\bar{E}$  и  $\bar{\sigma}$  – удельные характеристики материала при единичной плотности.

Силовой фактор для заполнителя определяется так:

$$G = \sum_{i=1}^{n_1} \sigma_i^{\text{об}} V_i; \quad (5)$$

$$\sigma_i^{\text{об}} = \sqrt{\frac{(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 3(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2)}{2}}, \quad (6)$$

где  $\sigma_i^{\text{об}}$  – эквивалентные напряжения по условию текучести Генки–Губера–Мизеса;  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$ ,  $\sigma_{33}$  – главные напряжения;  $i$  – номер элемента;  $n_1$  – число элементов в КЭМ-1.

За переменные проектирования принимается плотность материала  $\rho$  в элементах заполнителя. Первоначально распределение плотности материала в КЭМ-1 назначается произвольно. Для получения заполнителя с минимальным значением силового фактора используются следующие рекуррентные соотношения [3] на основе концепции полнонапряженности:

$$\rho_{v+1,i} = \frac{\sigma_{v,i}^{\text{об}}}{\bar{\sigma}}, \quad (7)$$

где  $v$ ,  $i$  – номера итерации и элемента.

Применяется методика [3], позволяющая отыскивать рациональную ССК на основе графического анализа потоков главных усилий (ПГУ) и главных касательных сил (ГКС) в заполнителе. ПГУ вычисляются умножением главных напряжений на среднюю толщину элемента заполнителя, определяемую как отношение объема элемента к площади срединной поверхности элемента  $S_i$  (рис. 2, а).

Для анализа работы заполнителя, передающего перерезывающие силы  $Q_z$ ,  $Q_x$ , используется величина ГКС  $\tau$ , равная равнодействующей касательных напряжений  $\tau_{zy}$ ,  $\tau_{xy}$ , действующих со стороны рассматриваемого элемента на единичную площадку смежного элемента заполнителя (рис. 2, б).

КЭМ второго вида (КЭМ-2) предназначена для топологической оптимизации тонкостенных элементов объекта – балок переменного сечения, подкрепленных панелей, нервюр, шпангоутов. Эта континуальная модель [3] содержит оболочки (в частном случае – пластины) переменной толщины, вписанные в геометрические ограничения конструкции.

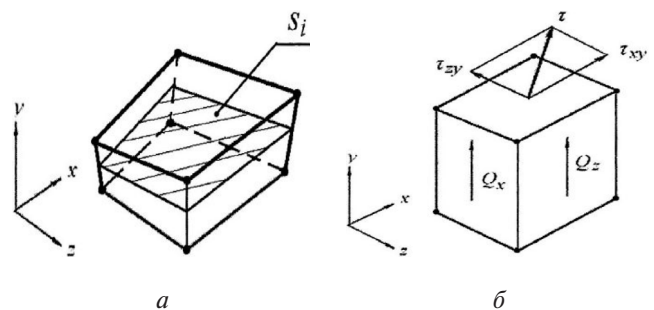


Рис. 2. Данные элемента заполнителя: для построения ПГУ (а); для построения ГКС (б)



Силовой фактор КЭМ-2 определяется следующим образом:

$$G = \sum_{i=1}^{n_2} \sigma_i^{\text{пл}} V_i; \quad (8)$$

$$\sigma_i^{\text{пл}} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_1 \sigma_2}, \quad (9)$$

где  $\sigma_i^{\text{пл}}$  – эквивалентные напряжения по условию текучести Генки–Губера–Мизеса, действующие в пластинчатых элементах;  $\sigma_1, \sigma_2$  – главные напряжения в пластинчатом элементе;  $n_2$  – число элементов в КЭМ-2.

В качестве переменных проектирования используются толщины оболочек  $\delta$ . Изначально принимается произвольное распределение материала в КЭМ-2. Для минимизации силового фактора применяется следующая формула:

$$\delta_{v+1,i} = \frac{\sigma_{v,i}^{\text{пл}}}{\sigma_a}. \quad (10)$$

КЭМ третьего вида (КЭМ-3) содержит силовые элементы объекта, для которых в процессе проектирования определены тип, расположение в пространстве и способы соединения с другими элементами конструкции. Для их моделирования используются стержневые, пластинчатые и объемные конечные элементы. Формулы определения силового фактора  $G$  представлены в [19].

В процессе проектирования ССК распределение материала в КЭМ-1, КЭМ-2 и КЭМ-3 изменяется. В условиях дефицита информации об объекте на начальных этапах проектирования существенная доля материала комбинированной модели содержится в заполнителе. В процессе топологической оптимизации доля конструкционного материала

в КЭМ-2 и КЭМ-3 постепенно увеличивается, а после определения всех параметров ССК весь материал комбинированной модели размещается в КЭМ-3. Такое состояние комбинированной модели свидетельствует о завершении топологической оптимизации.

### Процессы топологической оптимизации конструкции

Предлагается метод проектирования ССК соединения крыла и фюзеляжа на основе комбинированной оптимизационной модели. Сущность процессов топологической оптимизации, представленных на рис. 3, заключается в поэтапном замещении гипотетического материала (3) и (4) элементами конструкции, реализующими принимаемые технические решения и выполненными из конструкционного материала.

Первоначально в блоке 1 разрабатывается исходная комбинированная модель. КЭМ-3 в ней содержит обшивку отсека средней части фюзеляжа, подкрепленную шпангоутами и стрингерами. В зоне соединения фюзеляжа с крылом в плоскостях шпангоутов с учетом геометрических ограничений располагаются пластины КЭМ-2 для топологического проектирования балок переменного сечения, входящих в упругую систему. КЭМ-1 располагается между стыковыми нервюрами отъемных частей крыла и обшивкой фюзеляжа. Для удобства анализа силовой работы конструкции заполнитель комбинированной модели делится на ряд слоев объемных конечных элементов. Наружные слои заполнителя контактируют с панелями кессона крыла в зоне стыка с отъемными частями крыла и могут рассматриваться как континуальная модель каркасированных панелей и поясов балок. Внутренние слои заполнителя имитируют работу стенок балок

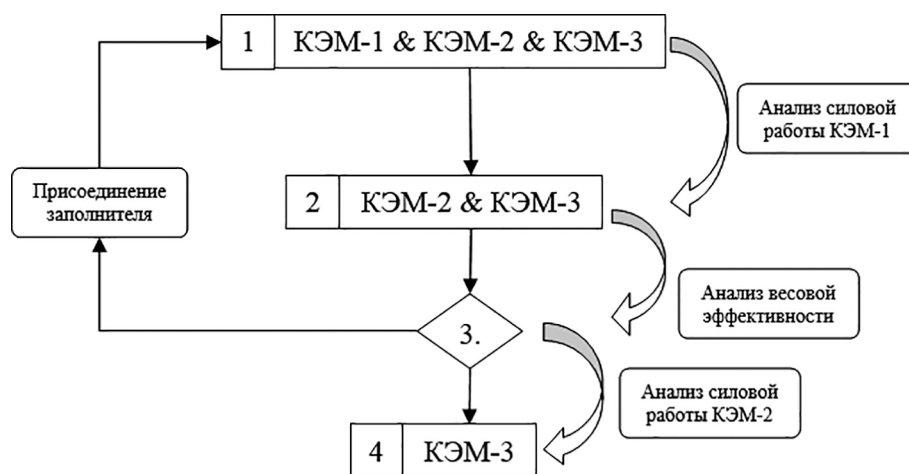


Рис. 3. Процессы проектирования ССК

и нервюр, а также дополнительных панелей и бимсов, расположенных внутри допустимого пространства конструкции.

Выполняется оптимизация распределения материала в КЭМ-1 и КЭМ-2 по соотношениям (6) и (8). Анализируется весовая эффективность конструкции с использованием формул (2), (5) и (7). Для интерпретации силовой работы конструкции с минимальным значением критерия  $G$  рассматриваются продольные и поперечные сечения заполнителя. Послойная визуализация распределения ПГУ и ГКС в КЭМ-1 позволяет выявить зоны пространственного заполнителя, в которых материал работает в существенно двухосном напряженном состоянии. В этих зонах конструкции целесообразно использовать дополнительные оболочки.

В блоке 2 (см. рис. 3) на основе анализа силовой работы заполнителя с минимальным значением критерия  $G$  принимается решение о включении в состав КЭМ-2 дополнительных оболочек вместо заполнителя КЭМ-1. Выполняется оптимизация распределения материала в КЭМ-2, и оценивается весовая эффективность ССК. Если значение силового фактора конструкции, полученное в блоке 2, выше значения силового фактора конструкции, полученного в блоке 1, то далее к комбинации КЭМ-2 и КЭМ-3 по всем контактным поверхностям в допустимой геометрической области снова присоединяется упругая среда (3)–(4), моделируемая трехмерными конечными элементами. Полученная модель принимается в качестве исходной комбинированной модели, и управление процессом передается в блок 1. Заполнитель потенциально содержит внутри себя все возможные варианты усовершенствования ССК, полученной в блоке 2, за счет выявления дополнительных элементов для КЭМ-2, образуемых в комбинированной модели сгустками материала заполнителя.

Процесс проектирования в блоках 1 и 2 продолжается, пока очередные изменения ССК приводят к снижению силового фактора конструкции

соединения крыла и фюзеляжа в блоке 2 и не исчерпано заданное число циклов проектирования (блок 3).

После достижения сходимости в блоке 3 управление процессом передается в блок 4, где разрабатывается КЭМ-3, соответствующая окончательной ССК соединения крыла и фюзеляжа. Элементы каркаса, предназначенные для подкрепления оболочек, в ССК целесообразно располагать в соответствии с картинками ПГУ в КЭМ-2, чтобы направления этих элементов были приближены к направлению одного из главных усилий [3].

Для оценки работоспособности предлагаемого метода топологической оптимизации конструкции рассматривается следующая модельная задача.

### Численный пример

В качестве объекта исследования выбран отсек фюзеляжа цилиндрической формы в зоне соединения с низкорасположенным крылом с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 4. Цифрами в верхней части рисунка обозначены плоскости шпангоутов. Отъемные части крыла образуются суперкритическим профилем Nuи/Grumman K-1 с относительной толщиной 12% (на рис. 4 показан пунктиром). Носик профиля расположен в 3109 мм от плоскости шпангоута 1 и в 818 мм от нижнего обвода фюзеляжа. Угол заклинения крыла составляет  $1^\circ$ . Фюзеляж снабжен 66 стрингерами с площадью поперечного сечения  $50 \text{ мм}^2$ , равномерно распределенными вдоль образующей. Толщина обшивки 2 мм. Рядовые шпангоуты со строительной высотой 200 мм состоят из стенки толщиной 1 мм и двух поясов  $50 \text{ мм}^2$ .

Шпангоуты 9, 10, 11, 12 и 13 выполнены силовыми, моделируются пластинами переменной толщины. В плоскостях этих шпангоутов с учетом геометрических ограничений в процессе топологической оптимизации предусматривается возможность синтеза балок переменного сечения, образуемых в КЭМ-2 элементами пластин с увеличенной толщиной. Заполнитель располагается

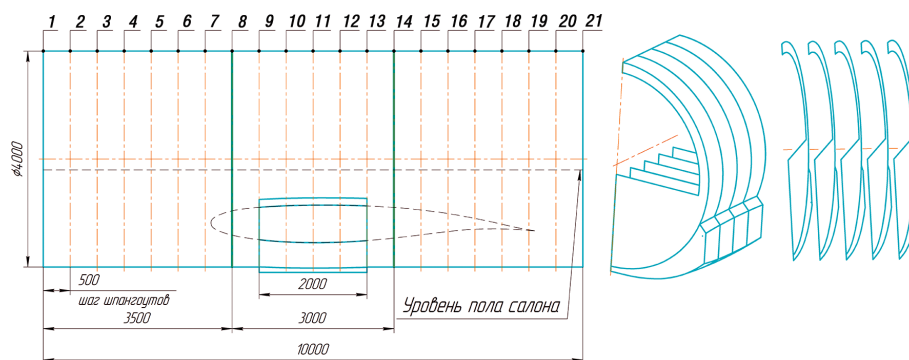


Рис. 4. Геометрические ограничения конструкции

внутри аэродинамического обтекателя фюзеляжа между стыковыми нервюрами отъемных частей крыла и обшивкой фюзеляжа.

На конструкцию соединения действует от каждой отъемной части крыла перерезывающая сила 2,16 МН, изгибающий момент 6,35 МН·м и крутящий момент 0,883 МН · м, избыточное давление внутри фюзеляжа составляет 0,07 МПа. Уравновешивание КЭМ осуществляется с помощью специальных пирамид, составленных их стержневых элементов и соединенных с торцевыми шпангоутами отсека фюзеляжа.

Используется конструкционный материал с характеристиками: модуль Юнга 70000 МПа,  $\rho_a = 2700 \text{ кг/м}^3$ ,  $\sigma_a = 340 \text{ МПа}$ , коэффициент Пуассона 0,3.

Требуется найти рациональную ССК отсека фюзеляжа между шпангоутами 8 и 14. Анализ комбинированной модели выполняется в среде системы NASTRAN [23], для оптимизации заполнителя и оболочек применяется программа [24]. Исходная комбинированная модель для топологической оптимизации объекта исследования представлена на рис. 1.

После 15 циклов оптимизации распределения материала в КЭМ-1 и КЭМ-2 по соотношениям (6) и (8) получена конструкция с силовым фактором 82,4 МН·м. Распределение материала и усилий в заполнителе в плоскости шпангоута 11 (см. рис. 4) показано на рис. 5. В нижней зоне КЭМ-1 получены сгустки материала заполнителя, которые формируют нижний пояс балки, нагруженный растягивающими усилиями. Распределение материала и усилий в КЭМ-2 в плоскости шпангоута 11 (см. рис. 4) представлено на рис. 6. В области увеличенных толщин пластины формируется верхний пояс балки, нагруженный сжимающими усилиями.

Анализ силовой работы заполнителя позволил выявить зоны заполнителя, в которых преобладает двухосное напряженное состояние. Далее из комбинированной модели удален заполнитель и добавлены в состав КЭМ-2 по четыре оболочки в правую и левую половины конструкции. Оболочки моделируют верхнюю и нижнюю панели соединения, а также две внутренние панели, соединенные между собой в каждой половине конструкции. Каждая верхняя панель располагается между стыковой

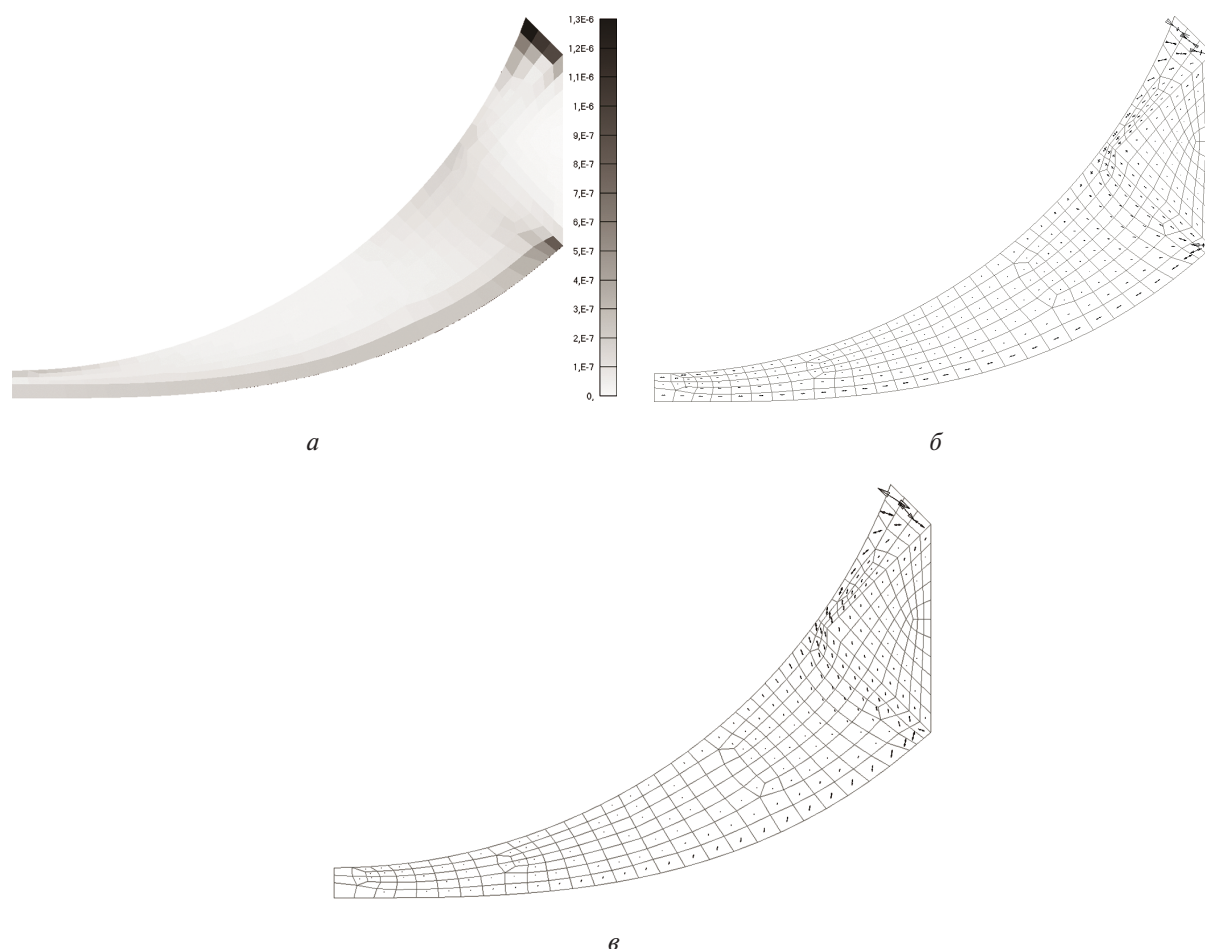


Рис. 5. Характеристики заполнителя после оптимизации: а – распределение плотности,  $\text{кг} \cdot \text{мм}^3$ ; б – картина ПГУ; в – картина ГКС

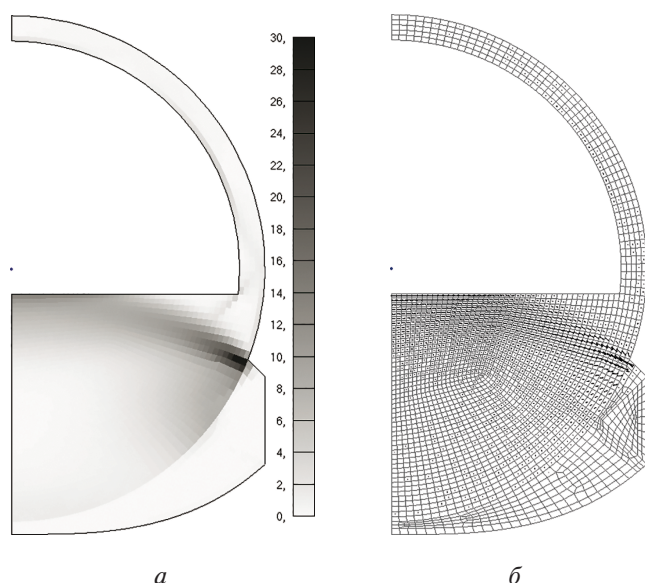


Рис. 6. Характеристики пластины в КЭМ-2:

а — распределение толщин, мм;

б — картина ПГУ

нервюрой и обшивкой фюзеляжа. Нижние панели «оггибают» обшивку фюзеляжа и не пересекают ее. Верхние и нижние панели соединяются с поясами балок. Внутренние панели соединяются со стенками балок.

Распределение материала и картины ПГУ в дополнительных оболочках после 15 циклов оптимизации по соотношениям (8) показаны на рис. 7. Верхняя панель (рис. 7, в и г) и нижняя панель (рис. 7, а и б) передают распределенные усилия от контурных стыков отъемных частей крыла на балки в КЭМ-2 (см. рис. 6). Одна из внутренних панелей соединяется с верхним поясом стыковой нервюры и испытывает сжимающие усилия, другая внутренняя панель соединяется с нижним поясом стыковой нервюры и растягивается (рис. 7, е). Компоненты усилий, действующие во внутренних панелях в поперечном направлении отсека фюзеляжа, уравниваются в зоне соединения внутренних панелей. Неуравновешенные компоненты усилий во внутренних панелях передаются на стенки балок.

В блоке 2 (см. рис. 3) получено значение силового фактора конструкции  $93,0 \text{ МН} \cdot \text{м}$ . Это значение оказалось выше на 11,4% значения силового фактора конструкции, полученного в блоке 1, поэтому к КЭМ-2 и КЭМ-3 по всем контактным поверхностям в допустимой геометрической области присоединен заполнитель. После 15 циклов оптимизации в заполнителе получена конструкция с силовым фактором  $86,3 \text{ МН} \cdot \text{м}$ . Анализ силовой работы заполнителя выявил целесообразность

использования в ССК дополнительных оболочек. Далее из комбинированной модели удален заполнитель и добавлены в состав КЭМ-2 по 8 сабелей в правую и левую половины конструкции. Сабели располагаются между обшивкой фюзеляжа и нижней панелью соединения. Распределение материала и ПГУ в типовой сабле после 15 циклов оптимизации по соотношениям (8) показаны на рис. 8. Силовой фактор окончательной ССК соединения крыла и фюзеляжа составил значение  $88,3 \text{ МН} \cdot \text{м}$ .

В завершение исследования для оценки весовой эффективности полученных ССК рассмотрено техническое решение с центропланом постоянной эффективной строительной высоты, расположенным внутри фюзеляжа и состыкованным с отъемными частями консолей крыла и силовыми шпангоутами 9 и 13 (см. рис. 4). Шпангоуты 10, 11 и 12 рядовые. В нижнем своде фюзеляжа предусмотрен вырез под центроплан. Конструкция снабжена нижними продольными килевыми балками и дополнительными гермопанелями для компенсации выреза (рис. 9). Допустимое пространство центроплана и килевых балок заполнено упругой средой (3) и (4). После 15 циклов оптимизации в КЭМ-1 и КЭМ-2 по соотношениям (6) и (8) получено значение силового фактора конструкции  $114,0 \text{ МН} \cdot \text{м}$ .

Весовая сводка различных ССК соединения крыла и фюзеляжа представлена в таблице. Массы элементов конструкции определены по соотношению (2). Анализ результатов исследования показывает, что теоретическая масса конструкции на основе системы балок переменного сечения меньше, чем масса ССК с центропланом, на 18,6%. Проведенные патентные исследования [25] показали, что эту конструкцию можно трактовать как новое техническое решение. Добавление в ССК сабелей позволяет дополнительно уменьшить теоретическую массу конструкции соединения крыла и фюзеляжа на 5,7%.

## Выводы

Предложен метод топологической оптимизации соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолета с применением оболочек переменной толщины и деформируемого твердого тела переменной плотности, учитывающий требования прочности и весовой эффективности.

Для модельной задачи топологической оптимизации соединения крыла и фюзеляжа получено новое техническое решение на основе системы балок переменного сечения [25], позволяющее уменьшить теоретическую массу конструкции соединения на 23% относительно исходной конструкции с центропланом.



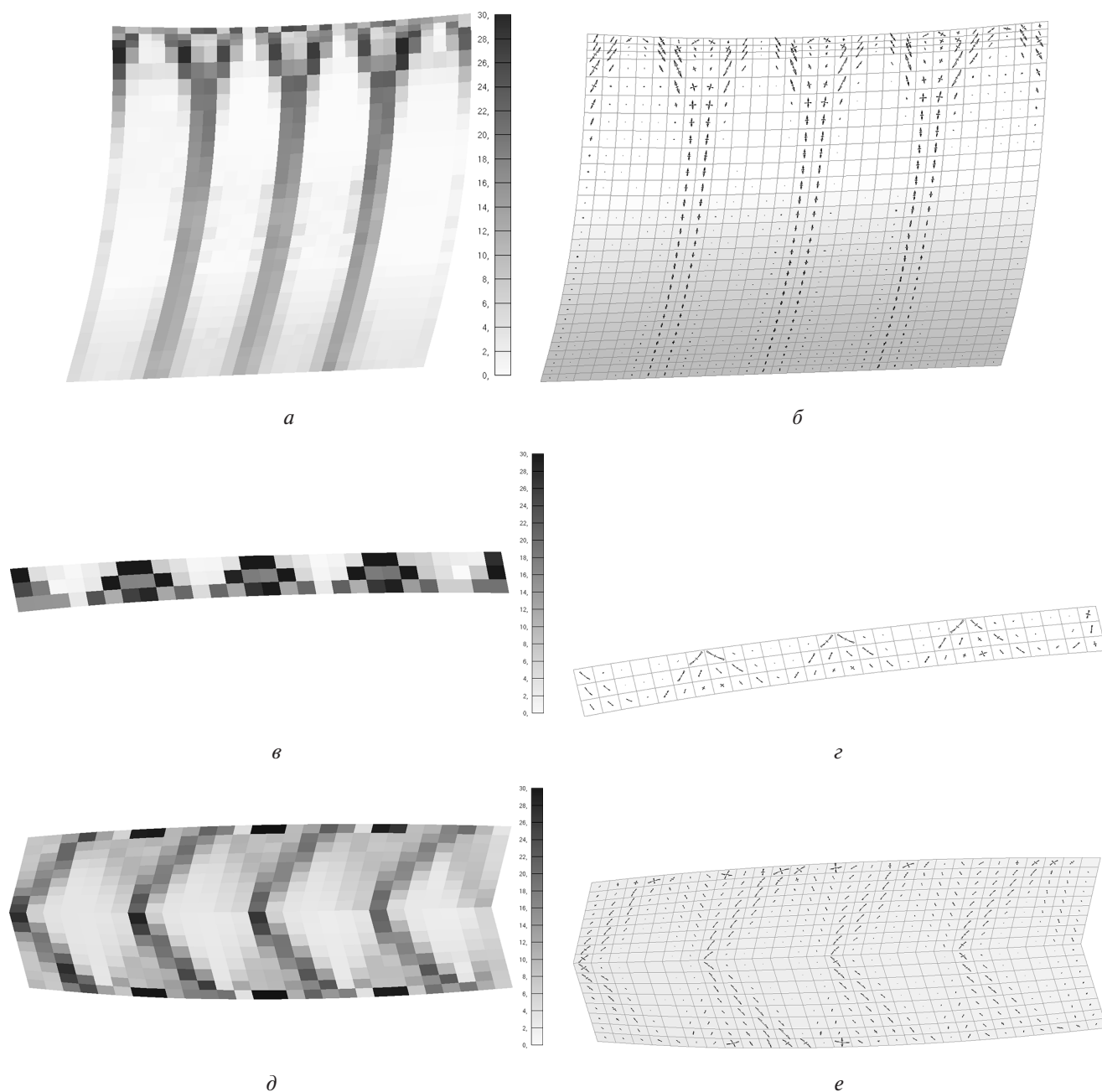


Рис. 7. Характеристики панелей в КЭМ-2: распределение толщин (мм) в нижней панели (а), в верхней панели (в), во внутренних панелях (д); картина ПГУ в нижней панели (б), в верхней панели (г), во внутренних панелях (е)

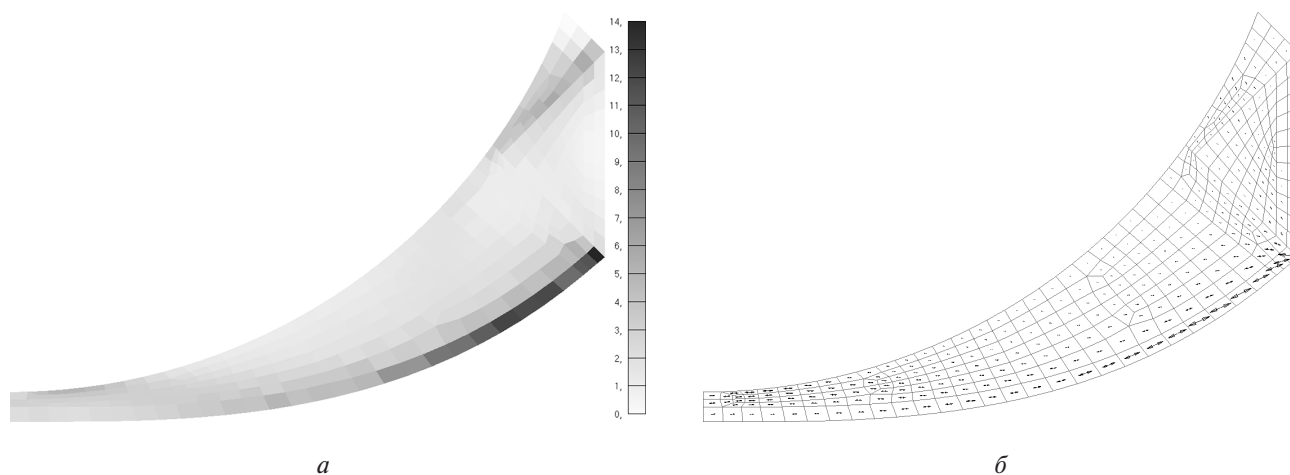
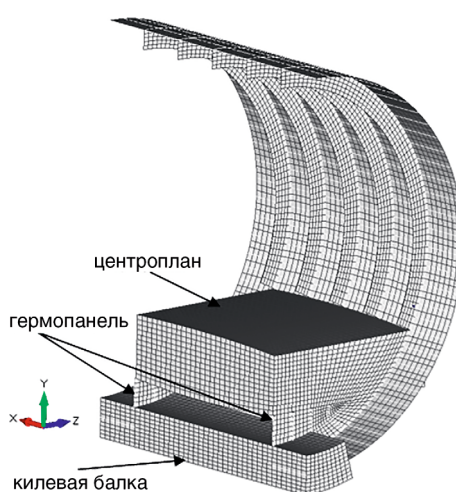
Рис. 8. Характеристики сабли: *a* – распределение толщин, мм; *б* – картина ПГУ

Рис. 9. Модель конструкции соединения крыла и фюзеляжа с центропланом (разрез в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа, вид изнутри)

Весовая сводка элементов соединения крыла и фюзеляжа

Наименование	Техническое решение с центропланом		Техническое решение с системой балок		Техническое решение с системой балок и сабель	
	<i>m</i> , кг	<i>m</i> , %	<i>m</i> , кг	<i>m</i> , %	<i>m</i> , кг	<i>m</i> , %
Центроплан	1401	77,3%	—	—	—	—
Обшивка	217	12,0%	285	19,3%	285	20,5%
Шпангоуты	63	3,5%	63	4,3%	63	4,5%
Стрингеры	46	2,5%	57	3,9%	55	4,0%
Гермопанели	29	1,6%	—	—	—	—
Килевая балка	56	3,1%	—	—	—	—
Балки переменного сечения	—	—	613	41,5%	503	36,2%
Внутренние панели	—	—	166	11,3%	108	7,8%
Верхние панели	—	—	62	4,2%	59	4,2%
Нижняя панель	—	—	229	15,5%	143	10,3%
Сабли	—	—	—	—	174	12,5%
<b>Итого</b>	<b>1812</b>	<b>100,0%</b>	<b>1475</b>	<b>100,0%</b>	<b>1390</b>	<b>100,0%</b>

## Список источников

1. *Дмитриев В.Г.* (ред.). Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. М.: Физматлит, 2005. 648 с.
2. *Погосян М.А., Луцейцев Н.К., Рябов В.А.* Развитие научных основ проектирования самолетов и задачи подготовки кадров // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 5-9. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=7970>
3. *Комаров В.А.* Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
4. *Bendsoe M.P., Kikuchi N.* Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. Vol. 71. No. 2, pp. 197-224. DOI: 10.1016/0045-7825(88)90086-2
5. *Eschenauer H.A., Olhoff N.* Topology optimization of continuum structures: A review // Applied Mechanics Reviews. 2001. Vol. 54. No. 4, pp. 331-389. DOI: 10.1115/1.1388075
6. *Rozvany G.I.N.* A critical review of established methods of structural topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2009. Vol. 37. No. 3, pp. 217-237. DOI: 10.1007/s00158-007-0217-0
7. *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. No. 4, pp. 595-622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
8. *Lógó J., Ismail H.* Milestones in the 150-year history of topology optimization: A review // Computer Assisted Methods in Engineering and Science. 2020. Vol. 27. No. 2-3, pp. 97-132. DOI: 10.24423/comes.296
9. *Липин Е.К., Чедрик В.В.* Применение критериев оптимальности для решения задачи оптимизации конструкций при ограничениях на напряжения и перемещения // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. XX. № 4. С. 73-83. EDN MQITL
10. *Никифоров А.К., Чедрик В.В.* О методах и алгоритмах многодисциплинарной оптимизации силовых конструкций // Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. XXXVIII. № 1-2. С. 129-143. EDN JWVOAN
11. *Пеньков Е.А.* Автоматизация формирования сложных конструктивно-силовых схем // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2007. № 1. С. 40-48. EDN HZIWRH
12. *Болдырев А.В.* Структурная оптимизация крыльев с учетом требований прочности и жесткости // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 15-21. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=10340>
13. *Schuhmacher G., Stettner M., Zotemantel R., et al.* Optimization assisted structural design of a new military transport aircraft // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August-1 September 2004; Albany, New York), pp. 3803-3811. DOI: 10.2514/6.2004-4641
14. *Seeger J., Wolf K.* Structural optimization of composite aircraft panels with large cut-outs // European Conference on Materials and Structures in Aerospace (26-27 May 2008; Berlin, Germany), pp. 19-27.
15. *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. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=107473>
16. *Niu M.C.Y.* Airframe Structural Design. Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. 2nd ed. Hong Kong: Adaso Adastra Engineering Center, 2011. 611 p.
17. *Болдырев А.В., Золотов Д.В.* Оценка весовой эффективности центроплана магистрального самолета // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24. № 1. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18
18. *Комаров А.А.* Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев: Книжное издательство, 1965. 88 с.
19. *Комаров В.А.* Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39. EDN ТЕНЕТV
20. *Семенов В.Н.* Конструкции самолетов замкнутой и изменяемой схем. М.: Изд. отдел ЦАГИ, 2006. 227 с.
21. *Гуменюк А.В.* Прогнозирование и контроль массы авиационных конструкций с использованием критерия «силовой фактор»: Дисс. ... канд. техн. наук. Самара, 2004. 189 с.
22. *Soenarjo M.A.* Aircraft wing box joint. Patent US20130062467A1, 14.04.2015.
23. *Рычков С.П.* Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.
24. *Болдырев А.В., Золотов Д.В., Кишов Е.А.* Программа для получения равнопрочного распределения материала в комбинированных упругих системах. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU2025612034. Бюл. № 2, 24.01.2025.
25. *Болдырев А.В., Золотов Д.В., Шилимов К.Г.* Соединение крыла и фюзеляжа. Патент RU2841722C1. Бюл. № 17, 16.06.2025.

# References

1. Dmitriev VG. (ed) *Problems of creating promising aerospace technology*. Moscow: Fizmatlit; 2005. 648 p. (In Russ.).
2. Pogosyan MA, Liseitsev NK, Ryabov VA. Evolution of scientific foundations for aircraft design and problems of personal training. *Aerospace MAI Journal*. 2005;12(2):5-9. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=7970>
3. Komarov VA. Designing power circuits of aircraft structures. In: *Actual problems of aviation science and technology*. Moscow: Mashinostroenie; 1984. p. 114-129. (In Russ.).
4. Bendsoe MP, Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1988;71(2):197-224. DOI: 10.1016/0045-7825(88)90086-2
5. Eschenauer HA, Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: A review. *Applied Mechanics Reviews*. 2001;54(4):331-389. DOI: 10.1115/1.1388075
6. Rozvany GIN. A critical review of established methods of structural topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2009;37(3):217-237. DOI: 10.1007/s00158-007-0217-0
7. Zhu JH, Zhang WH, Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016;23(4):595-622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
8. Lógó J, Ismail H. Milestones in the 150-year history of topology optimization: A review. *Computer Assisted Methods in Engineering and Science*. 2020;27(2-3):97-132. DOI: 10.24423/comes.296
9. Lipin EK, Chedrik VV. Application of optimality criteria for solving the problem of optimizing structures under stress and displacement constraints. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1989;XX(4):73-83. (In Russ.). EDN MQIITL
10. Nikiforov AK, Chedrik VV. On methods and algorithms of multidisciplinary optimization of power structures. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2007;XXXVIII(1-2):129-143. (In Russ.). EDN JWVOAN
11. Penkov EA. Automation of complicated structural and power circuit development. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2007(1):40-48. (In Russ.). EDN HZIWPH
12. Boldyrev AV. Wing structural optimization under strength and stiffness constraints. *Aerospace MAI Journal*. 2009;16(3):15-21. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=10340>
13. Schuhmacher G, Stettner M, Zotemantel R, et al. Optimization assisted structural design of a new military transport aircraft. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (August 30 – September 1, 2004; Albany, New York)*. p. 3803-3811. DOI: 10.2514/6.2004-4641
14. Seeger J, Wolf K. Structural optimization of composite aircraft panels with large cut-outs. *European Conference on Materials and Structures in Aerospace (May 26-27, 2008; Berlin, Germany)*. p. 19-27.
15. Boldyrev AV, Pavel'chuk MV, Sinel'nikova RN. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(3):62-71. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=10747>
16. Niu MCY. *Airframe Structural Design. Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. 2nd ed. Hong Kong: Adaso Adastra Engineering Center; 2011. 611 p.
17. Boldyrev AV, Zolotov DV. Evaluation of mainline aircraft center section weight efficiency. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025;24(1):7-18. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18
18. Komarov AA. *Fundamentals of designing power structures*. Kuibyshev: Knizhnoe izdatel'stvo; 1965. 88 p. (In Russ.).
19. Komarov VA. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2000(1):31-39. (In Russ.). EDN TEHETV
20. Semenov VN. *Designs of aircraft of closed and variable circuits*. Moscow: TsAGI; 2006. 227 p. (In Russ.).
21. Gumenyuk AV. *Forecasting and mass control of aircraft structures using the criterion "force factor"*. PhD thesis. Samara: State Aerospace University named after SP. Korolev; 2004. 189 p. (In Russ.).
22. Soenarjo MA. *Aircraft wing box joint*. Patent US20130062467A1, 14.04.2015.
23. Rychkov SP. *Modeling of structures in the Femap environment with NX Nastran*. Moscow: DMK Press; 2013. 784 p. (In Russ.).
24. Boldyrev AV, Zolotov DV, Kishov EA. *A program for obtaining an equal-strength material distribution in combined elastic systems*. Certificate of state registration of a computer program RU2025612034, 24.01.2025. (In Russ.).
25. Boldyrev AV, Zolotov DV, Shilimov KG. *Wing and fuselage connection*. Patent RU2841722C1, 16.06.2025. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 20.09.2025  
Одобрена после рецензирования / Revised 12.11.2025  
Принята к публикации / Accepted 17.11.2025