

Научная статья

УДК 534.8, 620.19, 629.735.33

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177611>

ВЕСОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СЕТЧАТОЙ КОНСТРУКЦИИ С НЕРЕГУЛЯРНОЙ СТРУКТУРОЙ ДЛЯ ОТСЕКА ФЮЗЕЛЯЖА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Михаил Дмитриевич Левченков¹, Евгений Аркадьевич Дубовиков²✉, Юрий Сергеевич Миргородский³,
Данил Юрьевич Фомин⁴, Александр Николаевич Шаныгин⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московской области, Россия

¹ mihalevch@mail.ru

² evgeny.dubovikov@tsagi.ru✉

³ mirgorodskii@phystech.edu

⁴ danil.fomin@tsagi.ru

⁵ alexander.shanygin@tsagi.ru

Аннотация. Представлены результаты исследований по анализу зависимости массы сетчатой конструкции носового отсека фюзеляжа гипотетического пассажирского самолета с удлиненной носовой частью от значений ряда конструктивных параметров, определяющих сетчатую структуру отсека. Исследования проведены расчетным путем с использованием автоматизированных параметрических многоуровневых моделей метода конечных элементов (МКЭ). Оценка массы отсека проводилась в зависимости от нагружения фюзеляжа с учетом ограничений по прочности, местной и общей устойчивости, а также ограничений на изгибную и крутильную жесткость отсека с использованием оптимизационного алгоритма, разработанного авторами.

В рамках валидации оптимизационного алгоритма и проведения сравнительного анализа весовой эффективности альтернативных конструктивно-силовых схем отсека подобная оценка массы проводилась также для металлической конструкции отсека и композитной конструкции типа «black metal».

Ключевые слова: сетчатая композитная оболочка отсека фюзеляжа, сетчатая конструкция с нерегулярной структурой, генетический алгоритм оптимизации, оценка массы отсеков фюзеляжа с разной конструктивно-силовой схемой

Для цитирования: Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Миргородский Ю.С., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Весовая эффективность сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для отсека фюзеляжа пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 98–108. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177611>

Original article

WEIGHT EFFICIENCY OF THE DESIGN OF A PASSENGER AIRCRAFT BARREL WITH A NONREGULAR LATTICE STRUCTURAL LAYOUT

Mikhail D. Levchenkov¹, Evgenii A. Dubovikov²✉, Yurii S. Mirgorodskii³, Danil Yu. Fomin⁴, Aleksandr N. Shanygin⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI),

Zhukovskii, Moscow region, Russia

¹ mihalevch@mail.ru

² evgeny.dubovikov@tsagi.ru✉

³ mirgorodskii@phystech.edu

⁴ danil.fomin@tsagi.ru

⁵ alexander.shanygin@tsagi.ru

Abstract

The article describes the investigation of the weight efficiency dependence of a lattice structural layout in aircraft barrel on the load level applied to the it. The aim of the work was to determine the load levels where the lattice structural layout provides the best weight efficiency compared to traditional metal layout and “black metal” composite layout, taking into account certain technological limitations and aircraft regulatory documents.

A series of optimization calculations were carried out, and the dependences of the masses of optimal barrels on loading levels in various designs (metal, composite “black metal” and lattice) were obtained. Weight optimization was carried out using a genetic optimization algorithm, with geometric and topological parameters of the structural elements of the barrels as design variables. The constraint values in certain structural parameters set were determined using the software for automated finite element model creation and Nastran solver results interpretation, which was developed by the authors. Constraints during optimization were the values of the stress-strain state of the barrel elements (skin, reinforcement), general and local buckling margins. For composite barrels, an additional limitation was the barrel bending and torsional stiffness, corresponding to the stiffnesses of the metal version of the compartment obtained as a result of optimization, since this parameter is included in the regulatory restrictions when creating composite aircraft barrels, although it does not determine the load-bearing capacity of the structure. Optimization was carried out under the condition that the barrel was loaded with a combination of bending moment, shear force and pressure typical for aircraft flight. The optimizations were carried out at load levels corresponding to 100%, 50% and 25% of the bending moment and shearing force. Additionally, the dependences of the masses of the lattice barrels were obtained with a decrease in the stiffness requirements by 25% and 50% of the actual stiffness of the metal barrel.

The obtained dependencies indicate a significant weight benefit (15-25%) from using a lattice scheme. The weight benefit increases in less loaded barrels due to structural parameters limitations become active in metal barrel optimization, not strength. It is shown that when the compartment load decreases, the predominant active constraints during optimization become the reserves of bending and torsional stiffness and technological limitations. It is also shown that the weight efficiency can be additionally increased if the regulatory requirements for the stiffness of the compartments are revised, which requires additional research on aeroelasticity and loading dynamics of the structure where similar barrels may be used.

Keywords: lattice composite fuselage section, lattice structure with nonregular grid, genetic optimization algorithm, weight estimation of fuselage sections with different structure layouts

For citation: Levchenkov M.D., Dubovikov E.A., Mirgorodskii Yu.S., Fomin D.Yu., Shanygin A.N. Weight Efficiency of the Design of a Passenger Aircraft Barrel with a Nonregular Lattice Structural Layout. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 98-108. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177611>

Введение

Снижение массы конструкции планера является одним из важнейших факторов как улучшения летно-технических характеристик пассажирского самолета, так и снижения его эксплуатационных расходов. Однако попытки снижения массы планера практически всегда вступают в противоречие с обеспечением требований по безопасности, что значительно усложняет процедуру оптимизации конструкции по критерию минимума массы с удовлетворением сложных ограничений на значения самих конструктивных параметров и их производных, таких как запасы по устойчивости, аэроупругости и т. д. [1, 2]. В работах [3, 4] для оптимизационных исследований по критерию минимума массы композитной конструкции планера перспективного пассажирского самолета авторам пришлось, помимо традиционного поиска оптимального распределения материала в рамках заданных компоновочных и конструктивно-силовых схем (КСС), решать задачу поиска рациональных КСС, максимально реализующих потенциал композиционных материалов. Такие КСС, получившие название «прокомпозитные», показали свою эффективность для ряда композитных и гибридных отсеков фюзеляжа среднемагистрального пассажирского самолета традиционной компоновочной схемы. Было показано, что использование сетчатых КСС с регулярной структурой для носовых отсеков цилиндрического фюзеляжа может обеспечить снижение массы до ~10% по сравнению с традиционными металлическими отсеками.

При увеличении удлинения отсека фюзеляжа использование регулярной структуры конструкции становится менее рациональным из-за преобладания влияния изгибающего момента, имеющего большой градиент по длине отсека, над другими факторами нагружения (крутящий момент, перерезывающая сила). В работе [5] оптимизационные исследования нерегулярных структур показали

потенциал в снижении массы удлиненных отсеков для ряда конструктивных параметров. Однако использованный в работе оптимизационный алгоритм не мог обеспечить проведение достаточно сложных оптимизационных исследований, включая проверку ряда чувствительных к значениям проектных параметров ограничений. Проведенная авторами данной статьи доработка оптимизационного алгоритма позволила обеспечить решение подобных задач.

Данная работа посвящена исследованию весовой эффективности сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для удлиненного отсека фюзеляжа пассажирского самолета в зависимости от его нагружения. Эта задача имеет практическое значение, поскольку для удлиненного отсека фюзеляжа разные его части, нагруженные различными сочетаниями и значениями силовых факторов, при проектировании определяются разными критериями, такими как критерии прочности, жесткости и устойчивости.

В рамках рассматриваемой оптимизационной задачи сетчатая композитная конструкция отсека фюзеляжа представляла собой цилиндрическую оболочку диаметром 2 м, состоящую из жесткого каркаса на основе однонаправленных композитных ребер, эластичных внутренней и внешней обшивок, а также дополнительных ударозащитных элементов: накладок на ребрах каркаса и легкого заполнителя между обшивками (рис. 1).

В отличие от работы [5], в данной работе рассматривается нерегулярная сетчатая структура, в которой нерегулярность состоит не только в переменных по окружности отсека углах наклона спиральных ребер, но и в переменной длине продольных ребер, которая может обеспечить еще большее снижение массы сетчатой конструкции.

Для получения рациональных по массе значений конструктивных параметров конструкции в настоящее время активно применяются алгоритмы



Рис. 1. Сетчатая композитная конструкция отсека носовой части фюзеляжа

оптимизации. Различные алгоритмы из широкого множества оптимизационных методов применяются как в России [6–9], так и за рубежом [10–12]. Для оптимизации сетчатых отсеков в работе [13] применены топологическая оптимизация и генетический алгоритм. В работах [14, 6] описаны разработка и использование собственного метода оптимизации на основе алгоритма симплексного поиска для оптимизации сетчатого отсека фюзеляжа.

В данной работе оптимизация проводилась с использованием генетического алгоритма [15, 16]. Использование данного алгоритма обусловлено тем, что задача оптимизации каркасных конструкций является дискретной (в постановке с переменным количеством ребер) и имеет большое количество варьируемых параметров. Также существенным преимуществом генетического алгоритма является его универсальность применительно к задаче оптимизации.

В качестве базового оптимизационного алгоритма использовался генетический алгоритм, описанный в работе [5]. Данный алгоритм был адаптирован для решения оптимизационной задачи с возросшим количеством проектных параметров, определяющих нерегулярную структуру, а также с возросшим количеством прочностных ограничений, таких как местная и общая устойчивость и жесткость. Также в данной работе учитывалась роль обшивки в восприятии нагрузок, учтено воздействие внутреннего давления. Для улучшения сходимости оптимизационных расчетов алгоритм был модернизирован путем включения в дополнение к случайным методам генерации новых точек в пространстве варьируемых параметров методов направленного поиска. При использовании направленного поиска генерируются новые точки в пространстве варьируемых параметров на основе традиционного подхода «сигма-к-сигме» применительно к таким конструктивным параметрам, как толщины обшивок, высота и ширина ребер сетчатого каркаса.

1. Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследований принят цилиндрический отсек фюзеляжа гипотетического узкофюзеляжного самолета с различными КСС. Рассмотренные КСС – обшивочная металлическая КСС, обшивочная композитная КСС (“black metal”), реберная (сетчатая) КСС.

Задачей исследования являлось получение зависимости эффективности использования тех или иных КСС от уровня нагруженности конструкции. Для этого были проведены оптимизационные расчеты для уровней нагружения, составляющих 25%, 50%, 100%, 200% от расчетного уровня нагружения,

соответствующего гипотетическому самолету. Разные уровни нагружения соответствуют разным зонам фюзеляжа рассматриваемого гипотетического самолета либо отсекам фюзеляжа самолетов с разной взлетной массой.

Габариты исследуемого отсека: диаметр 2 м, длина 6 м. Схема нагружения отсека при моделировании изображена на рис. 2.

На рисунке обозначено: p – внутреннее давление наддува, Q_y – перерезывающая сила, M_z – изгибающий момент, $p \cdot S$ – продольная сила от давления.

Значения нагрузок для комбинации случаев нагружения «100%» показаны в табл. 1. Для уровней нагружения 50% и 25% величины перерезывающей силы и изгибающего момента равны 50% и 25% соответственно, внутреннее давление остается тем же.

Таблица 1

Значения нагрузок для комбинации случаев нагружения «100%»

Случай нагружения	Q_y , Н	M_z , Н · м	p , Па
1	20 0000	200 000	133500
2	20 0000	200 000	0
3	0	0	222900

Случай нагружения №1 – комбинация давления наддува, перерезывающей силы и изгибающего момента. Случай нагружения №2 – случай маневренного нагружения на низкой высоте – перерезывающая сила и изгибающий момент, давление наддува отсутствует. Случай нагружения №3 – максимальное расчетное давление наддува на высоте (расчетное давление, с учетом коэффициента 1,67 в соответствии с АП-25).

Для определения оптимальных значений основных параметров отсека были использованы численные модели, представленные в работе [5] и доработанные для возможности учета прочности и устойчивости присоединенной обшивки. Эти мо-

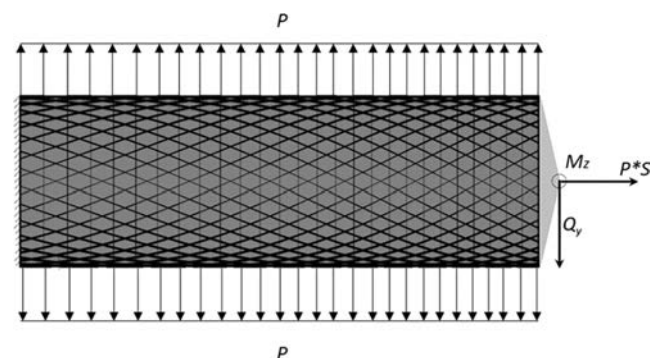


Рис. 2. Схема нагружения отсека при моделировании

дели учитывают требования прочности, жесткости и местной и общей устойчивости.

Целевой функцией задачи оптимизации была масса отсека. Варьируемыми переменными являлись геометрические параметры КСС отсека: высоты, ширины подкрепляющих элементов (ребер для сетчатой КСС, стрингеров и шпангоутов для традиционной КСС), топологические параметры (количество ребер для сетчатой КСС, шаг подкрепляющих элементов для традиционной КСС), углы наклона спиральных ребер, параметры нерегулярности для сетчатой КСС (изменение углов наклона ребер, изменение длины продольных ребер). Ограничениями в задаче оптимизации являлись максимальные деформации в конструктивных элементах, общая и местная устойчивость, балочная изгибная и крутильная жесткость (только для реберного отсека и отсека с КСС “black metal”), которая соответствовала жесткости металлического варианта.

2. Особенности рассматриваемой нерегулярной сетчатой конструктивно-силовой схемы отсека фюзеляжа

В качестве КСС для оптимизационных расчетов сетчатого отсека за основу была взята КСС с нерегулярной структурой ребер, а именно с изменяющимся углом наклона спиральных ребер по окружности отсека (цилиндрическая нерегулярность) и с изменяющейся длиной продольных ребер по окружности отсека (подрезка спиральных ребер).

2.1. Цилиндрическая нерегулярность сетчатого отсека

Предпосылки и принципы построения данной КСС были показаны в работе [5]. Топология данной конструкции представлена рис. 3.

Для подобных конструкций предложена следующая формула изменения угла наклона спиральных ребер как функция угловой координаты отсека в цилиндрической системе координат φ :

$$\begin{cases} \alpha(\varphi) = \alpha_0 - k\varphi, & \varphi \in [0, 90^\circ]; \\ \alpha(\varphi) = \alpha_0 + k\varphi, & \varphi \in [90^\circ, 180^\circ]; \\ \alpha(\varphi) = \alpha_0 - k\varphi, & \varphi \in [180^\circ, 270^\circ]; \\ \alpha(\varphi) = \alpha_0 + k\varphi, & \varphi \in [270^\circ, 360^\circ]. \end{cases}$$

Центр системы координат совпадает с центром левого сечения отсека, ось x совпадает с продольной осью отсека, угол φ отсчитывается от горизонтальной плоскости. Базовыми параметрами являются углы наклона сбоку и сверху соответственно $\alpha(0) = \alpha_0$, $\alpha(90) = \alpha_0 + 90^\circ$.

2.2. Подрезка продольных ребер сетчатого отсека

Вторым фактором нерегулярности является подрезка продольных ребер отсека (рис. 4).

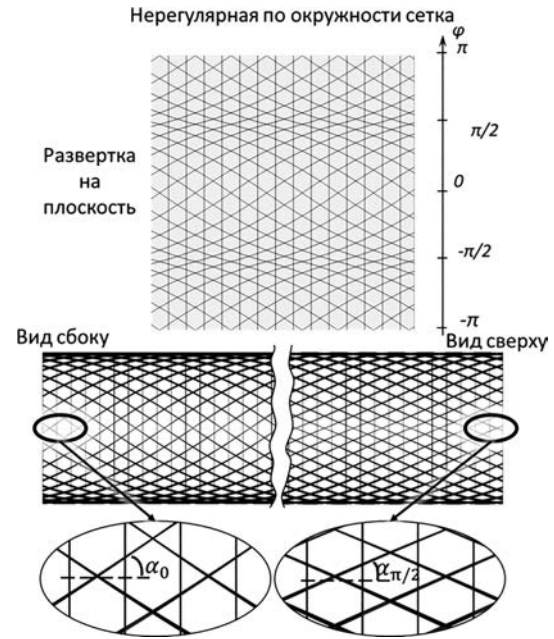


Рис. 3. Цилиндрическая нерегулярность отсека

Нерегулярность продольных ребер иного типа уже использовалась в исследованиях и запатентована в [17], чем подтверждена технологическая реализуемость подобных конструктивных решений. При нерегулярности, предложенной в данной работе, ребра в боковых частях отсека имеют сокращенную длину. Переход от длины верхней части отсека к длине боковой части осуществляется по линейному закону. Нерегулярность характеризуется соотношением $\Delta L/L$, где L – общая длина отсека и длина ребер в верхней и нижней части отсека, ΔL – длина ребер в боковой части отсека.

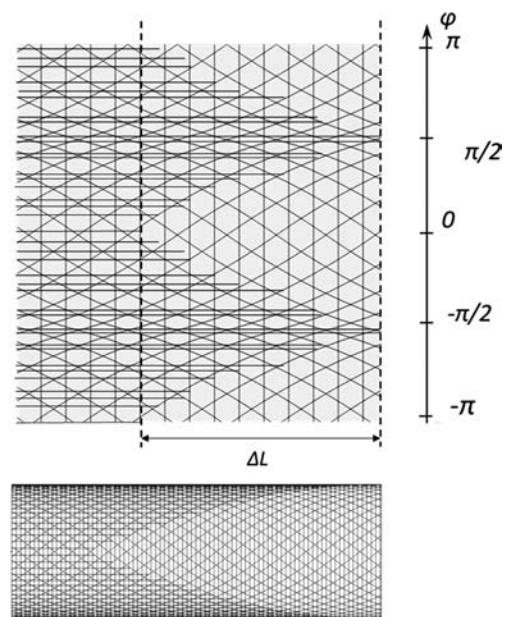


Рис. 4. Подрезка продольных ребер сетчатого отсека

3. Описание методики расчета

Для определения ограничений в точке пространства конструктивных параметров была использована двухуровневая параметрическая конечно-элементная модель отсека, разработанная в ЦАГИ. Модель позволяет осуществлять анализ нагруженно-деформированного состояния (НДС), определять жесткость и запасы общей и местной устойчивости [19] отсеков фюзеляжа по заданным параметрам геометрии, материалов и нагрузок. Параметрические модели позволяют численно исследовать перспективные авиационные конструкции с высокой эффективностью [18]. Модель первого уровня – общая модель отсека, ребра моделируются beam-элементами, обшивка – shell-элементами, для расчета общего НДС, общей устойчивости и жесткости отсека при совместной работе обшивки и каркаса (рис. 5). Запасы прочности подкрепляющих элементов определяются по критерию максимальных растягивающих и сжимающих деформаций, обшивки – по критерию максимальных главных сжимающих и растягивающих деформаций.

Вторая модель – модель второго уровня (10 элементов на ребро, ребра и обшивка моделируются shell-элементами), позволяющая оценивать местную устойчивость и НДС обшивки в панелях между ребрами, а также местную устойчивость силового набора. Силовой набор и реберных, и обшивочных КСС моделируется ребрами, для упрощения моделирования и сокращения переменных при оптимизации.

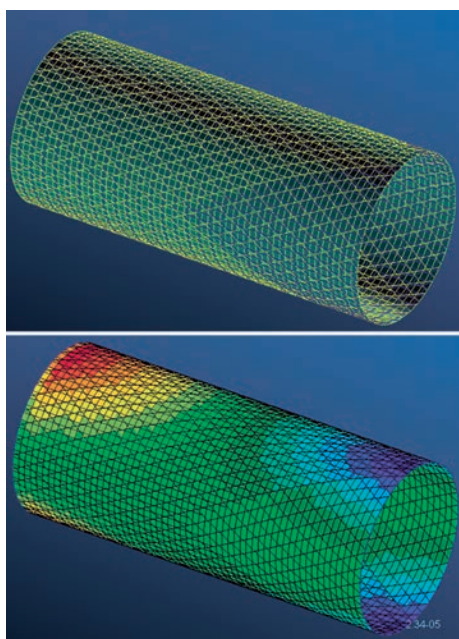


Рис. 5. Модель общего НДС отсека

Расчеты конструкции на местную устойчивость связаны с увеличением размерности МКЭ-модели на один-два порядка, что приводит к чрезмерно большой продолжительности одного расчета и затрудняет использование таких расчетов в рамках оптимизационного алгоритма. Однако решение задачи можно упростить благодаря тому, что зона, в которой происходит потеря устойчивости при учитываемых комбинациях нагрузок, заранее известна, и расчет на устойчивость можно провести в этой зоне без моделирования остальной части отсека. Потеря устойчивости может происходить в корневой части отсека при совместном воздействии сжатия и сдвига. Для расчета в модели второго уровня задаются перемещения, получаемые путем экстраполяции узловых перемещений из модели общего НДС. Схема определения запаса местной устойчивости отсека на основе моделей первого и второго уровня показана на рис. 6.

Жесткостные характеристики являются важным параметром при проектировании сетчатых оболочек. В работе [20] приводится метод проектировочного расчёта жесткостных характеристик сетчатых анизотридных конструкций на основе аналитической модели. В работе [21] предварительная оценка жесткости использовалась для определения частотных характеристик композитных образцов при испытаниях. Аналитические модели были использованы также в работе [22] для вычисления значений конструктивных параметров сетчатого каркаса.

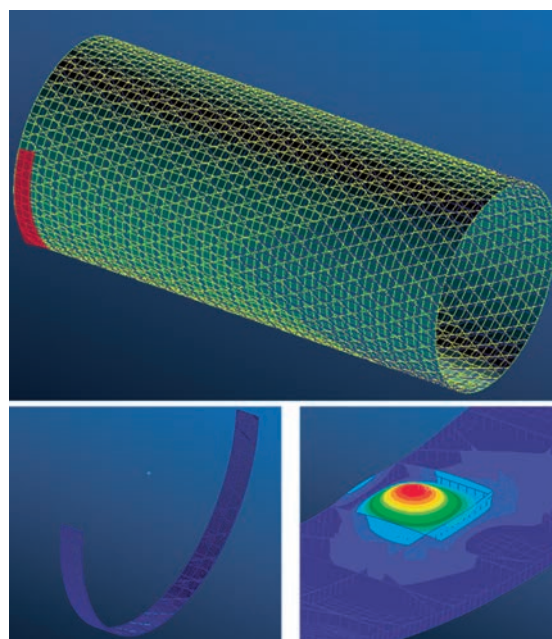


Рис. 6. Определение запаса местной устойчивости отсека на основе моделей первого и второго уровня

Для оценки условной балочной жесткости отсека в данной работе была применена следующая методика. Жесткость на изгиб оценивалась по угловому перемещению торца с помощью формулы

$$EJ = \frac{ML}{\varphi},$$

на кручение – с помощью формулы

$$EJ_k = \frac{M_k L}{\alpha},$$

где φ и α – углы поворота нагруженного торца при воздействии изгибающего M и крутящего M_k моментов соответственно.

В силу того что жесткостные характеристики углепластика существенно отличаются от характеристик алюминиевых сплавов, жесткость равнопрочного сетчатого отсека может принципиально отличаться от жесткости традиционного обшивочного. Для того чтобы задать ограничения по жесткости, предварительно были проведены оптимизационные расчеты металлического отсека с ограничениями по прочности и устойчивости. На следующем этапе полученные жесткостные характеристики использовались в качестве ограничений для оптимизации композитных отсеков.

4. Постановка задачи оптимизации отсеков

Задача оптимизации отсека является задачей оптимизации с ограничениями в виде неравенств и в общем виде выглядит следующим образом: найти $x = (x_1, \dots, x_n)$ – точку в пространстве конструктивных переменных, чтобы минимизировать целевую функцию $f = M(x)$ – массу отсека при наличии ограничений неравенств: $g_i \leq 0, i = 1 \dots m$.

В зависимости от типа КСС различаются ограничения в задаче оптимизации. Ниже представлены прочностные и геометрические ограничения для отсеков всех трех типов КСС.

4.1. Металлический отсек с традиционной (обшивочной) КСС

При оптимизации отсека, выполненного по традиционной КСС из алюминиевого сплава, учитывались ограничения, перечисленные в табл. 2.

При расчетах были взяты упругие свойства алюминиевого сплава: $E = 7200$ кгс/мм², $\mu = 0,3$.

4.2. Композитный отсек с традиционной (обшивочной) КСС типа “black metal”

При оптимизации отсека, выполненного по КСС “black metal”, учитывались те же ограни-

чения, что и для традиционного металлического отсека (см. табл. 2), за исключением иных требований по деформациям и наличию требований по жесткости, показанных в табл. 3.

Таблица 2

Ограничения для задачи оптимизации металлического отсека

Величина	Ограничение
Шаг шпангоутов, мм	4500 ... 6000
Шаг стрингеров, мм	80 ... 250
Высота стрингеров (не менее), мм	10
Высота шпангоутов (не менее), мм	50
Толщина стенки стрингера (не менее), мм	3
Толщина стенки шпангоута (не менее), мм	6
Толщина обшивки, мм	0,8 ... 6
Максимальная допустимая деформация при растяжении	< 0,417 %
Максимальная допустимая деформация при сжатии	< 0,486 %
Запас общей устойчивости (не менее)	1
Запас местной устойчивости (не менее)	0,67

Таблица 3

Ограничения для задачи оптимизации композитного отсека “black metal”

Величина	Ограничение
Максимальная допустимая деформация при растяжении	< 0,417 %
Максимальная допустимая деформация при сжатии	< 0,486 %
Балочная изгибная жесткость (не менее), кгс · мм ²	8,18 · 10 ¹³ (100% нагрузки) 5,89 · 10 ¹³ (50% нагрузки) 4,19 · 10 ¹³ (25% нагрузки)
Балочная крутильная жесткость (не менее), кгс · мм ²	5,54 · 10 ¹³ (100% нагрузки) 3,98 · 10 ¹³ (50% нагрузки) 2,91 · 10 ¹³ (25% нагрузки)

При расчетах были взяты упругие свойства, типичные для слоистых композитных пакетов на основе углепластика: $E_x, E_y = 5,6 \cdot 10^{10}$ Н/м²; $E_z = 6 \cdot 10^9$ Н/м²; $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz} = 1,6 \cdot 10^{10}$ Н/м²; $\mu_{xy} = 0,3; \mu_{yz}, \mu_{xz} = 0,2$.

4.3. Композитный отсек с сетчатой КСС с нерегулярной структурой

При оптимизации отсека учитывались ограничения, указанные в табл. 4.

При расчетах были взяты упругие свойства, типичные для однонаправленных композитных углепластиков. Характеристики материала для силового каркаса: $E_x = 9 \cdot 10^{10}$ Н/м²; $E_y, E_z = 6 \cdot 10^9$ Н/м²; $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz} = 5 \cdot 10^{10}$ Н/м²; $\mu_{xy} = 0,3; \mu_{yz}, \mu_{xz} = 0,2$.

Характеристики материала обшивки:

$$E = 4,446 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2; \mu = 0,3.$$

Таблица 4

Ограничения для задачи оптимизации сетчатого композитного отсека

Величина	Ограничение
Количество пар спиральных ребер	20 ... 40
Угол наклона спиральных ребер сетки α , градусы	15 ... 50
Высота ребер (не менее), мм	5
Толщина ребер (не менее), мм	3
Толщина обшивки, мм	0,8 ... 3

5. Результаты оптимизации отсеков

Для исследования зависимости весовой эффективности от уровня нагружения были проведены оптимизационные расчеты для трех вариантов конструкции, по три расчета для каждого уровня нагружения. Полученные по итогам оптимизации значения массы и описание активных ограничений, на которые вышла конструкция при оптимизации, показаны в табл. 5.

Зависимости полученных масс от уровней нагрузки показаны на рис. 7.

Выводы

Полученные зависимости масс отсеков от уровня их нагруженности говорят о существенной весовой эффективности от использования сетчатой КСС (снижение массы от 15 до 25% по сравнению с «металлическим» вариантом). Весовая эффективность увеличивается при оптимизации менее нагруженных отсеков за счет того, что активными ограничениями при оптимизации металлического отсека становятся конструктивные и технологические, а не прочностные ограничения. Также показано, что весовой выигрыш можно дополнительно увеличить (до 50%), если снизить ограничения по

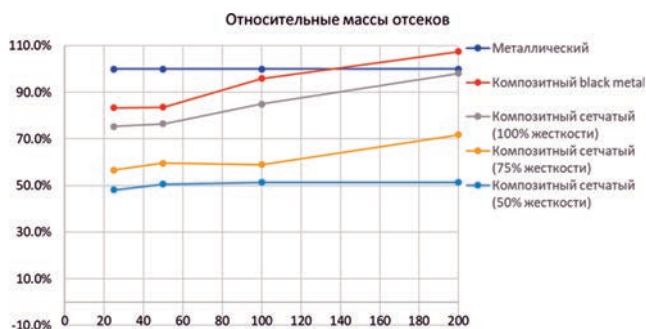


Рис. 7. Зависимости масс оптимизированных отсеков от уровня нагрузки

жесткости сетчатых отсеков, не нарушив ограничения по аэроупругости и динамике, и для этого потребуются дополнительные исследования.

Список источников

1. Arora J.S. Introduction to optimum design. — 4th Edition. — Academic Press, 2017. — 943 p.
2. Баничук Н.В., Бирюк В.И., Сейранян А.П. и др. Методы оптимизации авиационных конструкций. — М.: Машиностроение, 1989. — 296 с.
3. Дубовиков Е.А., Кондаков И.О., Фомин В.П., Шаныгин А.Н. Сравнительный весовой анализ отсеков фюзеляжа с различными конструктивно-силовыми схемами // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. 50. № 3. С. 74–86.
4. Shanygin A.N., Chernov A.V., Fomin D.Yu. et al. Development of lightweight and reliable joints for airframes based on unidirectional composite elements // 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, 25–30 September 2016; Daejeon, Korea). URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0620_paper.pdf
5. Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Кондаков И.О. и др. Исследование прочности реберного отсека фюзеляжа с нерегулярной структурой сетки // Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. 53. № 6. С. 131–141.
6. Каледин В.О., Штейнбрехер О.А. Алгоритм оптимизации многоэлементных конструкций с ограничениями по прочности и габаритам // Научно-технический вестник Поволжья. 2016. № 3. С. 113–115.
7. Baranovski S.V., Zaw K. Design of a structurally optimized bioinspired structural arrangement of carbon composite fuselage of unmanned aerial vehicle based on parametric modeling // XVI International Scientific and Practical Conference “State and Prospects for the Development of Agribusiness - INTERAGROMASH 2023”. Vol. 413: 02002. DOI: 10.1051/e3sconf/202341302002
8. Ковальчук Л.М., Бурнышева Т.В. Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизотридной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при статическом нагружении // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23. № 1. С. 81–92. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92.
9. 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.
10. Aribowo A., Adhyugraha M.I., Megawanto F.C. et al. Finite element method on topology optimization applied to laminate composite of fuselage structure // Curved and Layered Structures. 2023. Vol. 10. No. 1. DOI:10.1515/cls-2022-0191
11. Pan C., Han Y., Lu J. Design and optimization of lattice structures: A review // Applied Sciences. 2020. Vol. 10. No. 18: 6374. DOI: 10.3390/app10186374

Таблица 5

Результаты оптимизации

Тип отсека	Масса, кг	Активные ограничения
Нагрузка «200%»		
Металлический	757 (100%)	Прочность стрингеров и обшивки на растяжение, минимальная высота и толщина стенки шпангоута
Композитный black metal	814 (108%)	Прочность обшивки на растяжение, запас общей устойчивости, запас крутильной жесткости, минимальная высота шпангоута
Композитный сетчатый (100% жесткости)	743 (98%)	Запас крутильной жесткости, максимальная толщина обшивки
Композитный сетчатый (75% жесткости)	701 (93%)	Ширина спиральных ребер
Композитный сетчатый (50% жесткости)	389 (51%)	Запас крутильной жесткости, запас прочности обшивки, запас прочности продольных ребер
Нагрузка «100%»		
Металлический	446 (100%)	Прочность стрингеров и обшивки на растяжение, запас местной устойчивости, минимальная толщина стенки шпангоута, минимальная толщина стенки стрингера
Композитный black metal	428 (96%)	Прочность стрингеров и обшивки на сжатие, минимальная толщина шпангоута
Композитный сетчатый (100% жесткости)	379 (85%)	Запас крутильной жесткости
Композитный сетчатый (75% жесткости)	263 (59%)	Запас общей устойчивости, запас изгибной и крутильной жесткости
Композитный сетчатый (50% жесткости)	229 (51%)	Запас общей устойчивости, запас крутильной жесткости
Нагрузка «50%»		
Металлический	322 (100%)	Запас местной устойчивости, минимальная высота, толщина шпангоута, высота стрингера, минимальный шаг шпангоута
Композитный black metal	269 (84%)	Запас изгибной и крутильной жесткости, минимальная толщина стрингера и шпангоута, минимальная высота шпангоута и стрингера
Композитный сетчатый (100% жесткости)	246 (76%)	Запас общей устойчивости, запас крутильной жесткости
Композитный сетчатый (75% жесткости)	206 (64%)	Запас общей устойчивости
Композитный сетчатый (50% жесткости)	163 (51%)	Запас общей устойчивости
Нагрузка «25%»		
Металлический	247 (100%)	Запас местной устойчивости, минимальные ширина и высота подкрепляющего набора, минимальный шаг подкрепляющего набора
Композитный black metal	206 (84%)	Запас изгибной и крутильной жесткости, минимальные ширина и высота подкрепляющего набора, минимальный шаг подкрепляющего набора
Композитный сетчатый (100% жесткости)	186 (75%)	Запас изгибной и крутильной жесткости, минимальное количество спиральных ребер
Композитный сетчатый (75% жесткости)	140 (57%)	Запас местной устойчивости, запас крутильной жесткости
Композитный сетчатый (50% жесткости)	119 (48%)	Запас общей устойчивости, запас местной устойчивости, минимальная высота ребер

12. Shi H., Fan H., Shao G. Equivalent continuum method for anisogrid composite lattice conical shells with equiangular, equidistant and geodesic spiral ribs // *Composite Structures*. 2021. Vol. 275. No. 1-2: 114472. DOI: 10.1016/j.compstruct.2021.114472
13. Liu D., Lohse-Busch H., Toropov V. et al. Detailed design of a lattice composite fuselage structure by a mixed optimization method // *Engineering Optimization*. 2016. Vol. 48. No. 10, pp. 1707-1720. DOI: 10.1080/0305215X.2015.1125262
14. Штейнбрехер О.А. Разработка метода, алгоритма и программного обеспечения для оптимизации анизогридных конструкций из композиционных материалов: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. — Новокузнецк: Новосибирский государственный технический университет, 2018. — 23 с.
15. Панченко Т.В. Генетические алгоритмы: Учебно-методическое пособие / Под ред. Ю.Ю. Тарасевича. — Астрахань: Изд-во «Астраханский университет», 2007. — 88 с.
16. Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В. Формирование генетических алгоритмов поиска оптимального управления средней скоростью полета летательного аппарата типа воздух-воздух // *Вестник Московского авиационного института*. 2012. Т. 19. № 3. С. 149–159.
17. Мироненко Е.Д., Авкельгин С.В., Исеева О.А. и др. Силовая конструкция корпуса космического аппарата. Патент RU 200003 U1. Бюл. № 28, 01.10.2020.
18. Ведерников Д.В., Шаныгин А.Н. Анализ прочности перспективных конструкций крыла регионального самолёта на основе параметрических моделей // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 2. С. 61–76. DOI: 10.34759/vst-2022-2-61-76
19. Митрофанов О.В., Мазен О. Проектирование гладких металлических панелей при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом поведении // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 1. С. 36–47. DOI: 10.34759/vst-2022-1-36-47
20. Слезнев А.А., Бабичев А.А. К вопросу расчёта жёстких характеристик сетчатых композитных конструкций с металлическими обшивками // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 2. С. 220–227. DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227
21. Черноволлов Р.А., Гарифуллин М.Ф., Козлов С.И. Валидация процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов с применением полимерных композиционных материалов // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 3. С. 102–112.

References

1. Arora J.S. *Introduction to optimum design*. 4th ed. Academic Press, 2017, 943 p.
2. Banichuk N.V., Biryuk V.I., Seiranyan A.P. et al. *Metody optimizatsii aviatsionnykh konstruktсий* (Methods of optimization of aircraft structures), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 296 p.
3. Dubovikov E.A., Kondakov I.O., Fomin V.P., Shanygin A.N. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2019, vol. 50, no. 3, pp. 74-86.
4. Shanygin A.N., Chernov A.V., Fomin D.Yu. et al. Development of lightweight and reliable joints for airframes based on unidirectional composite elements. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, 25–30 September 2016; Daejeon, Korea)*. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0620_paper.pdf
5. Levchenkov M.D., Dubovikov E.A., Kondakov I.O. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2022, vol. 53, no. 6, pp. 131–141.
6. Kaledin V.O., Shteinbrekher O.A. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2016, no. 3, pp. 113–115.
7. Baranovski S.V., Zaw K. Design of a structurally optimized bioinspired structural arrangement of carbon composite fuselage of unmanned aerial vehicle based on parametric modeling. *XVI International Scientific and Practical Conference "State and Prospects for the Development of Agribusiness - INTERAGROMASH 2023"*. Vol. 413: 02002. DOI: 10.1051/e3sconf/202341302002
8. Koval'chuk L.M., Burnysheva T.V. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*, 2022, vol. 23, no. 1, pp. 81–92. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92.
9. 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.
10. Aribowo A., Adhynugraha M.I., Megawanto F.C. et al. Finite element method on topology optimization applied to laminate composite of fuselage structure. *Curved and Layered Structures*, 2023, vol. 10, no. 1. DOI:10.1515/cls-2022-0191
11. Pan C., Han Y., Lu J. Design and optimization of lattice structures: A review. *Applied Sciences*, 2020, vol. 10, no. 18: 6374. DOI: 10.3390/app10186374
12. Shi H., Fan H., Shao G. Equivalent continuum method for anisogrid composite lattice conical shells with equiangular, equidistant and geodesic spiral ribs. *Composite Structures*, 2021, vol. 275, no. 1-2: 114472. DOI: 10.1016/j.compstruct.2021.114472
13. Liu D., Lohse-Busch H., Toropov V. et al. Detailed design of a lattice composite fuselage structure by a mixed optimization method. *Engineering Optimization*, 2016, vol. 48, no. 10, pp. 1707-1720. DOI: 10.1080/0305215X.2015.1125262
14. Shteinbrekher O.A. *Razrabotka metoda, algoritma i programmnogo obespecheniya dlya optimizatsii anizogridnykh konstruktсий iz kompozitsionnykh materialov* (Development of a method, algorithm and software for optimization of anisotropic structures made of composite materials). Abstract of Ph.D. thesis, Novokuznetsk, Novosibirskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2018, 23 p.

15. Panchenko T.V. *Geneticheskie algoritmy* (Genetic algorithms), Astrakhan, Astrakhanskii universitet, 2007, 88 p.
16. Panteleyev A.V., Metlitskaya D.V. Generation of genetic algorithms for search of optimal control by average speed of air-to-air missile. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 3, pp. 149-159.
17. Mironenko E.D., Avkel'gin S.V., Iseeva O.A. et al. *Patent RU 200003 U1*, 01.10.2020.
18. Vedernikov D.V., Shanygin A.N. Strength analysis of regional aircraft prospective wing structures based on parametric models. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 61-76. DOI: 10.34759/vst-2022-2-61-76
19. Mitrofanov O.V., Osman M. Smooth metallic panels designing while stability and strength ensuring at postbuckling behavior. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 36-47. DOI: 10.34759/vst-2022-1-36-47
20. Skleznev A.A., Babichev A.A. On stiffness characteristics computing of lattice composite structures with metal sheathing. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 220-227. DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-22
21. Chernovolov R.A., Garifullin M.F., Kozlov S.I. Validation of designing and manufacturing procedures of aircraft dynamically similar models with polymer composite materials application. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 102-112.

Статья поступила в редакцию 23.10.2023; одобрена после рецензирования 15.11.2023; принята к публикации 28.11.2023.

The article was submitted on 23.10.2023; approved after reviewing on 15.11.2023; accepted for publication on 28.11.2023.