

УДК 629.7.024

doi: 10.18698/0536-1044-2023-2-84-95

Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа

Тун Лин Хтет, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Method of Designing the Composite Load-Bearing Elements of the Fuselage Tail Section

Tun Lin Htet, P.V Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрена методика проектирования силового набора хвостовой части самолета DA-62, включающая в себя этапы определения нагрузок, действующих на хвостовую часть, выбора расположения, формы и структуры силовых элементов, характеристик полимерных композиционных материалов, из которых они изготовлены. В процессе проектирования учтено одновременное воздействие аэродинамических и массово-инерционных нагрузок на конструкцию самолета при различных вариантах маневров. Особенностью методики определения геометрических размеров и формы шпангоутов является использование комбинации методов параметрической и топологической оптимизации. Для повышения весовой эффективности конструкции решена задача оптимизации схемы укладки слоев полимерного композиционного материала. Физико-механические характеристики этих материалов получены расчетно-теоретическим путем с применением принципа многомасштабного моделирования.

Ключевые слова: легкий самолет, хвостовая часть фюзеляжа, конструктивно-силовая схема, параметрическая оптимизация, топологическая оптимизация, полимерный композиционный материал

The paper considers the method of designing the power set of the DA-62 aircraft tail section, which includes the stages of determining loads acting on the tail section, selecting position, shape and structure of the power elements, characteristics of the composite materials, from which they were made. The design process took into account simultaneous effect of aerodynamic and mass-inertial loads on the aircraft structure during various maneuvers. A feature of the method to determine geometric dimensions and shape of frames is introducing a combination of parametric and topological optimization techniques. To increase the structure weight efficiency, the problem of optimizing the scheme for laying the polymer composite material was solved. Physical and mechanical characteristics of the composite materials were determined by theoretical calculation using the multi-scale simulation principle.

Keywords: light aircraft, fuselage tail section, power structure, parametric optimization, topological optimization, polymer composite material

В настоящее время наблюдается большой интерес к развитию легких и сверхлегких летательных аппаратов (ЛА), используемых в сельском хозяйстве, для перевозки груза и контроля внешней среды. Проектирование легких ЛА представляет собой достаточно сложную науч-

но-техническую задачу, которая связана именно с его малыми размерами и разнообразием условий его эксплуатации.

При создании любого ЛА основным требованием является обеспечение его минимальной массы при выполнении всех требований проч-

ности. С начала 80-х годов прошлого века основным направлением развития авиационной техники стало широкое применение в конструкции ЛА полимерных композиционных материалов (далее КМ) [1].

Это связано с уникальным сочетанием физико-механических и прочностных характеристик КМ, а также с высокой коррозионной стойкостью и относительно низкой стоимостью. Мировой опыт показывает, что использование КМ позволяет снизить массу планера ЛА на 30...40 % по сравнению с таковой планера из традиционных металлических материалов [2].

Вопросы проектирования ЛА различных схем подробно рассмотрены в работах [3–7], но лишь в одной из них [4] исследованы особенности применения КМ при разработке конструктивно-силовой схемы (КСС) ЛА. Проблема состоит в том, что КМ имеют анизотропные физико-механические характеристики, что позволяет создать конструкцию, обладающую одновременно высокой прочностью в направлениях приложения основных нагрузок и низкой массой.

Прямой перенос методов проектирования силовой конструкции из металлических материалов на КМ невозможен, так как последние ориентированы на применение изотропных материалов. В связи с этим происходит развитие научно-методической базы проектирования самолетов из КМ. Вопросы проектирования конструкции ЛА из КМ рассмотрены в работах [8–12].

В настоящее время наиболее проработана тема создания композитного крыла для самолетов различного назначения, таких как МС 21, Airbus A350, Cirrus SR-22, ТВС-2ДТС [2, 13–15]. Это связано с тем, что на крыло, являющееся одной из важных частей ЛА, приходится значительная часть его веса, и оно подвергается наибольшему силовым нагрузкам.

Наряду с крылом, важную роль в конструкции ЛА играет фюзеляж, в котором расположены экипаж, пассажиры, грузы и дополнительное оборудование [16–18]. На конструкцию фюзеляжа действуют полетные аэродинамические и массово-инерционные нагрузки, а также нагрузки от размещаемых грузов и оборудования. Научных работ, посвященных проектированию хвостовой части самолетов из КМ, гораздо меньше, чем для крыла, среди которых внимания заслуживают труды [19–22].

В них использована методика проектирования, которая включает в себя следующие этапы: анализ нагрузок, действующих на хвостовую часть фюзеляжа, проводимый на основе нормативных документов; выбор расположения силовых элементов и их геометрических параметров на базе параметрической оптимизации. В процессе оптимизации применяют большое количество искомых параметров, что приводит к большой трудоемкости расчетов и не гарантирует получения наилучших результатов.

В настоящее время все более широко используют методы разработки конструкций из КМ на основе топологической оптимизации, что позволяет создавать объемные конструкции сложной формы с рациональным размещением материала и минимальной массой конструкции. При топологической оптимизации искомой является функция распределения материала по объему конструкции. Таким образом, особенностью задач топологической оптимизации размеров является зафиксированная область проектирования.

Эти методы показали применимость и перспективность при разработке КСС ЛА [23–25], что обусловлено относительно небольшой областью проектирования, а следовательно, возможностью сравнительно простого получения рациональных схем размещения силовых элементов крыла — нервюр и лонжеронов.

При проектировании хвостовой части самолета область проектирования включает в себя весь ее объем кроме обшивки. Вследствие большого объема корпуса фюзеляжа поиск оптимальной формы шпангоутов потребует чрезмерных затрат вычислительных ресурсов. Поэтому предлагаемая методика проектирования хвостовой части легкого самолета основана на комбинации методов параметрической и топологической оптимизации.

Цель работы — создание методики выбора рациональной КСС композиционных шпангоутов для хвостовой части фюзеляжа легкого самолета на основе комбинации методов параметрической и топологической оптимизации с учетом действия эксплуатационных нагрузок.

Объект и методология исследования. В качестве объекта исследования выбрана хвостовая часть самолета DA-62 (рис. 1). Фюзеляж этого ЛА, представляющий собой монокок, состоит из обшивки и четырех шпангоутов, выполнен-

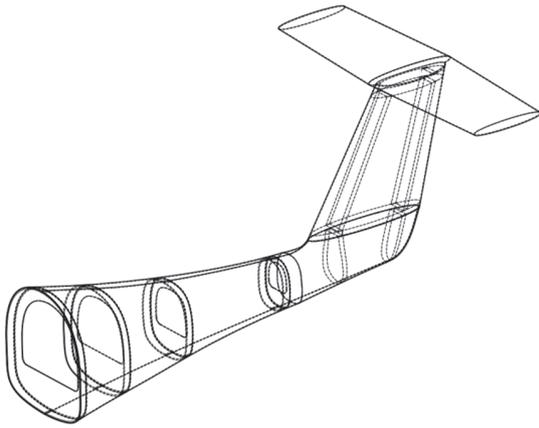


Рис. 1. Первоначальная модель конструкции хвостовой части фюзеляжа самолета DA-62

ных из углепластика [26]. Масса четырех шпангоутов первоначальной модели составляла 12,811 кг.

Методология проектирования силового набора фюзеляжа. Для создания конструкции фюзеляжа использована методика, учитывающая все особенности применяемых КМ, а для построения оптимальной схемы силового набора — комбинация методов параметрической и топологической оптимизации.

В целях сокращения времени разработки применен пошаговый итерационный подход, при котором решение задачи разбивают на отдельные этапы, так как прямое одноэтапное решение задачи требует слишком больших затрат вычислительных ресурсов. Методика проектирования силового набора хвостовой части включает в себя четыре этапа.

На каждом этапе решают одну задачу оптимизации или моделирования, а полученные результаты становятся исходными данными для последующего этапа. При невозможности получения решения, например вследствие получения противоречий с результатами предыдущих этапов, происходит возврат к предыдущему этапу. Такой итерационный подход позволяет получить решение задачи в целом за меньшее время.

Схема реализации методики проектирования КСС композитного силового набора хвостовой части самолета приведена на рис. 2.

Определение нагрузок, действующих на самолет. Для выбора оптимальной КСС шпангоутов фюзеляжа необходимо провести большой объем расчетно-теоретических исследований по динамике полета самолета, моделированию



Рис. 2. Схема реализации методики проектирования КСС композитного силового набора хвостовой части самолета

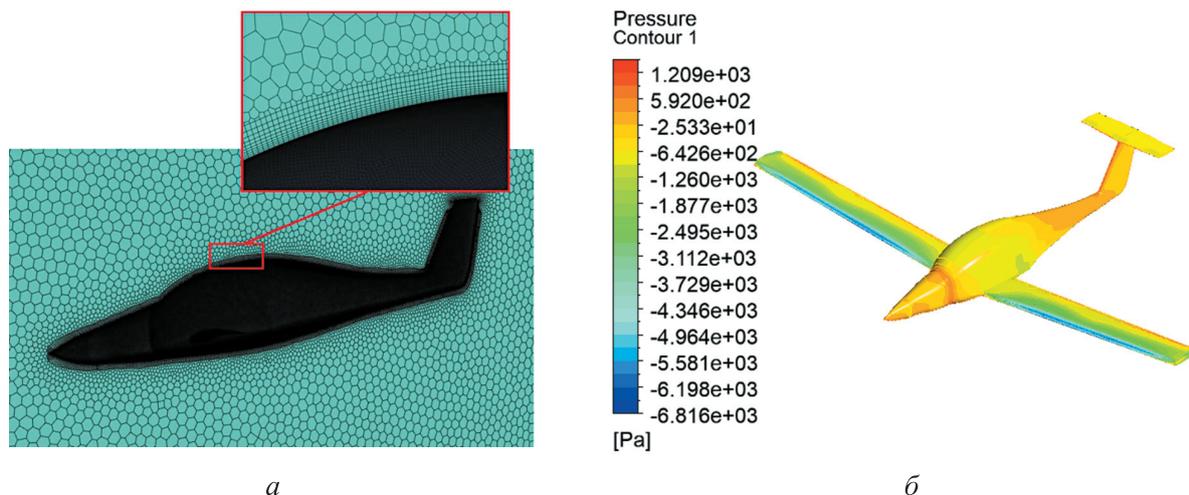


Рис. 3. Расчет аэродинамических нагрузок:
 а — конечно-элементная модель и пограничные слои; б — распределение аэродинамического давления, Па, по поверхности самолета (для расчетного случая А — набора высоты самолетом)

обтекания и напряженно-деформированного состояния его конструкции. Поэтому первым этапом методики является определение нагрузок, действующих на силовой набор фюзеляжа самолета, при различных расчетных случаях [27].

Каждый расчетный случай связан с маневром самолета в вертикальной плоскости, например, с набором высоты, пикированием, снижением, или с маневром самолета в горизонтальной плоскости. При этом необходимо учитывать максимальные нагрузки, которые могут возникнуть при повороте самолета с минимальным радиусом на максимальной скорости.

Расчет возникающих в полете аэродинамических нагрузок проводили в программном комплексе ANSYS Fluent с учетом скорости и высоты полета, угла атаки, скольжения и крена, а также параметров атмосферы. Для построения неструктурированных тетраэдрических, ортогональных, полиэдрических и сеток с преобладанием гексаэдров для сложных геометрических моделей использовали модуль ANSYS Fluent Meshing [28–30]. Для разрешения пограничного слоя вблизи поверхности модели самолета, где возникают наиболее высокие градиенты газодинамических параметров, создавали призматические слои с помощью метода инфляции (inflation) (рис. 3).

Трехмерную геометрическую модель самолета помещали в расчетную область, объем которой составлял около $14\,975\text{ м}^3$. При моделировании обтекания на входе и выходе в расчет-

ную область задавали условие *pressure-far-field*, а также скорость потока (число Маха) и углы атаки. Особое внимание уделяли контролю за уровнем невязок переменных в решаемых уравнениях. В качестве критерия сходимости использовали достижение уровня значений менее 10^{-4} .

Результаты аэродинамического моделирования для разных расчетных случаев в среде ANSYS Fluent приведены в табл. 1, где q_{\max} — предельный допустимый скоростной напор; $C_{y\min}$ — минимальный коэффициент подъемной силы.

При определении напряженно-деформированного состояния силового набора кроме аэродинамических учитывали массово-инерционные нагрузки, возникающие при маневрах, по значению и направлению, соответствующие расчетному случаю.

Определение расположения и формы шпангоутов. На втором этапе для создания КСС шпангоутов использовали комбинацию методов параметрической и топологической оптимизации.

Параметрическая оптимизация. Этот метод применяли на этапе выбора таких параметров размещения силовых шпангоутов, как количество, координаты размещения в корпусе и ширина (рис. 4). Решали задачу минимизации массы конструкции при наложении ограничений на напряжения в силовых элементах с учетом коэффициента безопасности 2,5. Принимали, что конструкция хвостовой части жестко

Таблица 1

Результаты расчета аэродинамического моделирования в среде ANSYS Fluent

| Расчетный случай | | Число Маха | Угол атаки, град | Давление на поверхности, Па | | | |
|------------------|--|------------|------------------|-----------------------------|-------------|-----------------|-------------|
| Обозначение | Описание | | | самолета | | хвостовой части | |
| | | | | Максимальное | Минимальное | Максимальное | Минимальное |
| A | Криволинейный полет на угле атаки, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы крыла | 0,1457 | 15,0 | 1517,9 | -6820,9 | 1155,8 | -1947,9 |
| B | Криволинейный полет на малых положительных углах атаки ($\alpha = 1,5 \dots 3,0^\circ$), выход из пикирования на малых углах атаки с максимально возможной скоростью, соответствующей q_{\max} | 0,2915 | 1,5 | 8325,5 | -12321,2 | 8325,5 | -8109,3 |
| C | Полет самолета с отклоненными элеронами при нулевой подъемной силе и перегрузке | 0,2915 | 0 | 8480,3 | -12545,9 | 8480,3 | -7127,1 |
| D | Криволинейный полет с углом атаки, соответствующем отрицательному $C_{y \min}$ или резкий вход в пикирование (снижение) | 0,2915 | -12,0 | 9602,0 | -18480,0 | 9602,0 | -9435,6 |
| A' | Криволинейный полет на малых положительных углах атаки ($\alpha = 4 \dots 6^\circ$) | 0,2915 | 5,0 | 7895,2 | -12156,2 | 7895,2 | -10466,3 |
| D' | Криволинейный полет на малых отрицательных углах атаки | 0,2915 | -2,0 | 8751,9 | -16975,5 | 8751,9 | -8561,4 |

закреплена в сечении стыка с кабиной самолета [31, 32], использованной в качестве базовой плоскости.

Определяли оптимальное расположение и ширину силовых шпангоутов при их минимальной массе. Проектными переменными выступали расстояние установки шпангоута от базовой плоскости и его толщина. В качестве ограничений задавали предельный уровень

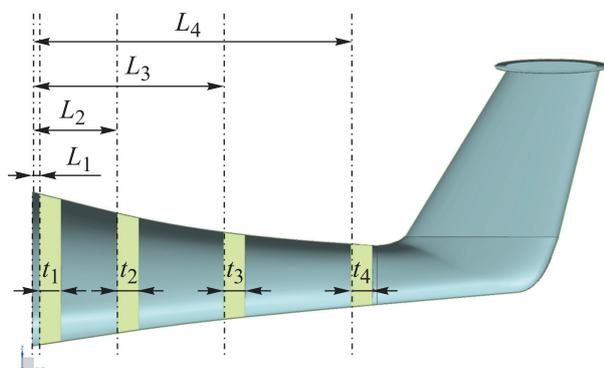


Рис. 4. Модель задней части фюзеляжа с основными размерами

напряжений в шпангоутах. Задача оптимизации имела вид

$$m(\mathbf{X}) \rightarrow \min \text{ при } \sigma \leq [\sigma];$$

$$\mathbf{X} = \{L_1, L_2, L_3, L_4, t_1, t_2, t_3, t_4\},$$

где m — масса силового набора, кг; \mathbf{X} — вектор проектных переменных; L_1, L_2, L_3, L_4 — расстояния установки шпангоутов от базовой плоскости, мм; t_1, t_2, t_3, t_4 — толщины шпангоутов, мм; σ и $[\sigma]$ — действующие и максимально допустимые напряжения в шпангоутах, Па.

Оптимизированные значения параметров силовых шпангоутов приведены в табл. 2 [31, 32].

Решение этой задачи позволяет существенно сократить размер области проектирования применением на втором этапе метода топологической оптимизации.

Топологическая оптимизация. Для определения оптимальной формы силовых шпангоутов использовали метод топологической оптимизации, что позволило снизить их суммарную массу при ограничении на возникающие мак-

Таблица 2

**Оптимизированные значения параметров
силовых шпангоутов**

| Номер шпангоута | Расстояние установки шпангоута от базовой плоскости, мм | Ширина шпангоута, мм |
|-----------------|---|----------------------|
| 1 | 0 | 135 |
| 2 | 500 | 57 |
| 3 | 1350 | 52 |
| 4 | 2250 | 56 |

симальные напряжения. Варьируемым параметром являлось распределение материала по объему конструкции [31, 32]. Оптимизацию выполняли с помощью пакета программ ANSYS Structural Optimization [31].

При решении задачи топологической оптимизации минимизировали массу шпангоутов с наложением ограничения на уровень напряжений в них:

$$m(\mathbf{X}) \rightarrow \min \text{ при } \sigma \leq [\sigma];$$

$$\mathbf{X} = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}^T;$$

$$0 \leq x_{\min} \leq x_i \leq x_{\max} \leq 1, i = \overline{1, N},$$

где x_i , x_{\min} и x_{\max} — относительная плотность i -го элемента, ее минимальное и максимальное значение соответственно; N — количество элементов в области проектирования.

По результатам решения задачи топологической оптимизации с учетом технологической возможности изготовления элементов силового набора выбрали формы шпангоутов, приведенные на рис. 5. Видно, что каждый шпангоут включает в себя круговую часть, примыкающую к обшивке самолета, и вертикальную часть, обеспечивающую несущую способность конструкции. Суммарная масса четырех шпангоутов новой формы составила 9,472 кг, что на

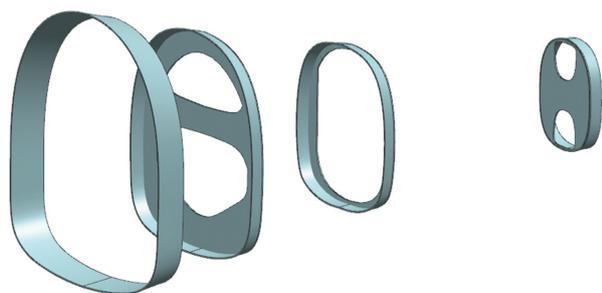


Рис. 5. Модели новых форм шпангоутов, полученные методом топологической оптимизации

3,339 кг или 26 % меньше применяемого в настоящее время варианта.

Таким образом, использование комбинации методов оптимизации позволяет получить достаточно точное решение за существенно меньшее время. Однако на этом этапе материал шпангоутов считали ортотропным КМ, и его реальную слоистую анизотропную структуру не учитывали. Это связано с ограничениями пакетов программного обеспечения, применяемых для топологической оптимизации.

Определение физико-механических характеристик КМ силового набора фюзеляжа. Третий этап методики связан с определением характеристик КМ, предполагаемых к использованию в конструкции, и с последующей экспериментальной верификации их характеристик.

Для определения физико-механических характеристик КМ применяли принцип многомасштабного моделирования: в исследуемом материале выделяли представительный элемент объема, структура которого соответствовала реальному, вследствие чего его характеристики можно было распространить на КМ в целом.

Исходными данными для расчета выступали физико-механические характеристики анизотропного наполнителя (углеродная ткань) и изотропного связующего, а также геометрическая модель представительного элемента объема.

По результатам расчета определяли эффективные характеристики квазигомогенного анизотропного материала, пригодные для проведения численного анализа композитной конструкции. Для подобных расчетов при микромеханическом уровне можно использовать коммерческие пакеты конечно-элементного анализа, такие как ANSYS Material Designer и MSC Digimat.

Для расчетно-теоретического определения упругих характеристик многослойного композитного пакета при макромеханическом уровне применяли классическую теорию слоистых пластин. Физико-механические характеристики многослойных композитных шпангоутов конструкции фюзеляжа, полученные на основе теории слоистых пластин, приведены в табл. 3. Здесь введены следующие обозначения: E_1 — модуль упругости в продольном направлении; E_2 и E_3 — модули упругости в поперечных направлениях; G_{12} — модуль сдвига; ν_{12} и ν_{13} — коэффициент Пуассона в плоскости XY и XZ .

Таблица 3

**Результаты моделирования физико-механических характеристик
многослойных композитных шпангоутов фюзеляжа**

| Шпангоут | | E_1 | E_2 | E_3 | G_{12} | ν_{12} | ν_{13} |
|----------|--------------|-------|-------|-------|----------|------------|------------|
| Номер | Часть | ГПа | | | | | |
| 1 | Круговая | 38,44 | 38,44 | 8,82 | 12,96 | 0,3125 | 0,3125 |
| 2 | » | 30,78 | 30,78 | 8,82 | 16,99 | 0,449 | 0,449 |
| | Вертикальная | 17,93 | 17,93 | 8,82 | 14,23 | 0,679 | 0,679 |
| 3 | Круговая | 36,21 | 36,21 | 8,82 | 14,22 | 0,352 | 0,352 |
| | Вертикальная | 28,09 | 28,09 | 8,82 | 12,21 | 0,498 | 0,498 |
| 4 | Круговая | 49,72 | 49,72 | 8,82 | 5,22 | 0,11 | 0,11 |
| | Вертикальная | 43,60 | 43,60 | 8,82 | 9,74 | 0,22 | 0,22 |

Оптимизация структуры анизотропного слоистого КМ. Четвертый этап включал в себя оптимизацию углов укладки КМ, применяемых в силовых шпангоутах, с учетом всех особенностей анизотропной композитной конструкции.

Если на этом этапе не получено решение, удовлетворяющее условию, например, если напряжения в слоях КМ превышают допустимые, то можно вернуться к предыдущему этапу и скорректировать условия задачи, а затем изменить характеристики ортотропных КМ, ранее использованных для проектирования конструкции.

Существуют два возможных подхода к проектированию композитных силовых элементов. Первый заключается в использовании слоистого КМ для изготовления силового каркаса, угол укладки которого выбирают из заранее определенного дискретного набора значений. Второй

подход состоит в создании КМ с непрерывным диапазоном изменения углов укладки слоев. В обоих случаях параметрами оптимизации являются углы укладки слоев.

При первом подходе к проектированию элементов силового набора углы ориентации отдельных слоев ограничивали значениями 0° , 90° , $+45^\circ$ и -45° , что позволило существенно снизить трудоемкость изготовления шпангоутов. При решении задачи оптимизации уровень максимальных напряжений в слоях слоистого КМ ограничивался 175 МПа, что соответствовало коэффициенту запаса прочности 2,5.

Задача оптимизации имела вид

$$m(\mathbf{X}) \rightarrow \min \text{ при } \sigma \leq [\sigma];$$

$$\mathbf{X} = \{\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \dots, \varphi_N\}; \quad i = \overline{1, N_{ply}},$$

где φ_i — угол укладки КМ в i -м слое; N_{ply} — суммарное количество слоев для всех элементов всех шпангоутов.

Таблица 4

Результаты определения оптимальных схем укладки круговой и вертикальной частей шпангоутов с использованием первого подхода

| Номер варианта | Схема укладки части шпангоута | | Максимальное напряжение в слое КМ шпангоута, МПа | | | |
|----------------|-------------------------------|----------------------|--|--------|--------|--------|
| | круговой | вертикальной | 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | $[0]_{20}$ | $[0]_{20}$ | 130,66 | 287,79 | 138,65 | 161,84 |
| 2 | $[0]_{20}$ | $[0/+45]_{10}$ | 129,71 | 229,23 | 143,56 | 210,20 |
| 3 | $[0/+45]_{10}$ | $[0/+45]_{10}$ | 114,86 | 234,81 | 133,80 | 214,30 |
| 4 | $[0/+45/90/-45/0]_4$ | $[0/+45/90/-45/0]_4$ | 118,51 | 321,59 | 158,63 | 197,97 |
| 5 | $[\pm 45]_{10}$ | $[\pm 45]_{10}$ | 135,11 | 198,65 | 133,87 | 200,13 |
| 6 | $[0]_{20}$ | $[\pm 45]_{10}$ | 129,21 | 225,68 | 130,31 | 197,85 |

Таблица 5

Результаты определения оптимальных схем укладки круговой и вертикальной частей шпангоутов с использованием второго подхода

| Номер шпангоута | Схема укладки части шпангоута | | Максимальное напряжение, МПа | Максимальная толщина, мм | Масса, кг |
|-----------------|--|---|------------------------------|--------------------------|-----------|
| | круговой | вертикальной | | | |
| 1 | $[0/\pm 30/\pm 60/\pm 10]_2$ | – | 152,84 | 3,5 | 2,4295 |
| 2 | $[\pm 30/\pm 60/\pm 90/\mp 50/\mp 30]_2$ | $[+35/+30/-65/-50/+40/+40/+30/+35/-30/-45/+50]_2$ | 178,19 | 5,5 | 3,5446 |
| 3 | $[0/0/\pm 50/\pm 65]_2$ | $[-40/0/0/\mp 55/\mp 48/+35]_2$ | 162,23 | 4,0 | 1,1422 |
| 4 | $[\pm 6/\pm 6/\pm 12/\mp 13/\mp 10]_2$ | $[\mp 3/0/0/\mp 82/\mp 24/\mp 52]_2$ | 165,51 | 5,0 | 1,0240 |

Результаты определения оптимальных схем укладки круговой и вертикальной частей шпангоутов с использованием первого подхода приведены в табл. 4. Отсюда следует, что значения напряжений минимальны для варианта укладки слоев № 5, при котором суммарная масса шпангоутов равна 9,4609 кг [32].

При использовании второго подхода решали задачу оптимизации углов укладки КМ, находящихся в непрерывном диапазоне $-90\dots 90^\circ$, для чего применяли пакет программ ANSYS OptiSLang. Результаты определения оптимальных схем укладки круговой и вертикальной частей шпангоутов с помощью второго подхода [31] приведены в табл. 5.

При использовании второго подхода суммарная масса четырех шпангоутов составила 8,1403 кг. Анализ полученных результатов показал, что применение второго подхода позволяет снизить массу на 12,79 % относительно таковой для первого подхода.

Заключительным этапом создания силовой конструкции хвостовой части фюзеляжа является его поверочный расчет, учитывающий тех-

нологические особенности изготовления шпангоутов.

Выводы

1. Разработана методика проектирования силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета, позволяющая снизить его массу при сохранении достаточной прочности и жесткости. Методика включает в себя следующие этапы: анализ нагрузок, действующих на самолет, выбор рациональных геометрических параметров и форм всех шпангоутов с использованием комбинации методов параметрической и топологической оптимизации, проведение оптимизации структуры КМ силовых элементов и определение физико-механических характеристик с применением принципа многомасштабного моделирования.

2. Предлагаемая итерационная методика учитывает все особенности используемых КМ и позволяет сократить время разработки конструкции.

Литература

- [1] Кондрашов С.В., Шашкеев К.А., Петрова Г.Н. и др. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения с функциональными свойствами. *Авиационные материалы и технологии*, 2017, № 5, с. 405–419, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419>
- [2] Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2012, № 4–2, с. 686–693.
- [3] Егер С.М., ред. *Проектирование самолетов*. Москва, Машиностроение, 1983. 616 с.
- [4] Погосян М.А., ред. *Проектирование самолетов*. Москва, Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
- [5] Вислов И.П. *Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов*. Самара, СГАУ, 2005. 114 с.
- [6] Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. *Проектирование легких самолетов*. Москва, Машиностроение, 1978. 208 с.

- [7] Дробышевский В.Г. *Проектирование самолета. Курсовое и дипломное проектирование*. Нижний Новгород, НГТУ, 2013. 157 с.
- [8] Hasan Z., Atmeh G. Design and analysis of a smart composite wing. *Proc. IMECE 11*, 2011, pp. 213–222, doi: <https://doi.org/10.1115/IMECE2011-64802>
- [9] Нгуен Х.Ф. *Оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с ограничениями по аэродинамической форме*. Автореф. дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МФТИ, 2015. 25 с.
- [10] Sinchai C. Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing. *Helijon*, 2021, vol. 7, no. 11, art. e08410, doi: <https://doi.org/10.1016/j.helijon.2021.e08410>
- [11] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 12, с. 106–116, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-12-106-116>
- [12] Печенюк В.С., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции крыла или фюзеляжа магистрального самолета из металлополимерных композиционных материалов. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2021, № 64, с. 74–82, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.64.08>
- [13] Airbus A350-900. *aircraft.airbus.com: веб-сайт*. URL: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350/a350-900> (дата обращения: 19.05.2022).
- [14] Cirrus SR-22. *cirrusaircraft.com: веб-сайт*. URL: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr22/> (дата обращения: 19.05.2022).
- [15] Цельнокомпозитный самолет ТВС-2ДТС выполнил первый полет. *aviation21.ru: веб-сайт*. URL: <http://aviation21.ru/celnokompozitnyj-samolyot-tvs-2dts-vypolnil-pervyj-polyot/> (дата обращения: 13.07.2017).
- [16] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005. 404 с.
- [17] Davis G.W., Sakata I.F. *Design considerations for composite fuselage structure of commercial transport aircraft*. NASA Contractor report 159296. NASA, 1981. 51 p.
- [18] Тарасов Ю.Л., Лавров Ю.Л. *Расчет на прочность элементов конструкции самолета*. Самара, СГАУ, 2000. 112 с.
- [19] Канчая Рохас Р.А. *Расчет на прочность и выбор рациональных проектных параметров отсеков фюзеляжа из композиционных материалов самолетов легкого и среднего классов*. Автореф. дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2011. 24 с.
- [20] Morishima R. *Analysis of composite wing structures with a morphing leading edge*. PhD thesis. Cranfield University, 2011. 260 p.
- [21] Дубовиков Е.А. *Многоуровневый алгоритм оценки перспективных конструктивно-силовых схем композитных авиаконструкций*. Автореф. дисс. ... канд. тех. наук. Жуковский, ЦАГИ, 2017. 29 с.
- [22] Столяров Д.В. *Разработка методики выбора рациональной схемы шпангоутов фюзеляжа истребителя интегральной компоновки*. Автореф. дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2011. 24 с.
- [23] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622, doi: <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [24] Eves J., Toropov V.V., Thompson H.M. et al. Topology optimization of aircraft with non-conventional configurations. *8th World congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009. URL: <https://eprints.whiterose.ac.uk/10474/> (дата обращения: 15.02.2021).
- [25] Gui X., Xiao M., Zhang Y. et al. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Adv. Comput. Sci. Res.*, 2017, vol. 74, pp. 841–850, doi: <https://dx.doi.org/10.2991/iccia-17.2017.152>
- [26] DA 62. The ultimate flying machine. *diamondaircraft.com: веб-сайт*. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/> (дата обращения: 15.02.2021).
- [27] *Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов*. Москва, Авиатиздат, 2014. 195 с.

- [28] ANSYS Fluent. *ansys.com: веб-сайт*. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (дата обращения: 15.02.2021).
- [29] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Coupled CFD-based shape optimization of wing of reusable space vehicle of tourist class. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 2, art. 022108, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/2/022108>
- [30] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [31] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Comparative analysis of the selection of lay-up stacking of polymer composite load-bearing elements for the tail section of fuselage structure of the light aircraft. *MATEC Web Conf.*, 2021, vol. 346, art. 03111, doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134603111>
- [32] Ansys Topology Optimization. *www.ansys.com: веб-сайт*. URL: www.ansys.com/applications/topology-optimization (дата обращения: 15.02.2021).

References

- [1] Kondrashov S.V., Shashkeev K.A., Petrova G.N. et al. Constructional polymer composites with functional properties. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2017, no. S, pp. 405–419, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419> (in Russ.).
- [2] Savin S.P. Application of modern polymeric composite materials in the design of MS-21 airplane family. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2012, no. 4–2, pp. 686–693. (In Russ.).
- [3] Eger S.M., ed. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p. (In Russ.).
- [4] Pogosyan M.A., ed. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie Publ., 2018. 864 p. (In Russ.).
- [5] Vislov I.P. *Proektirovanie legkikh i sverkhlegkikh letatelnykh apparatov* [Design of light and ultralight aircraft]. Samara, SGAU Publ., 2005. 114 p. (In Russ.).
- [6] Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* [Design of light aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p. (In Russ.).
- [7] Drobyshevskiy V.G. *Proektirovanie samoleta. Kursovoe i diplomnoe proektirovanie* [Aircraft design. Term and diploma project]. Nizhniy Novgorod, NGTU Publ., 2013. 157 p. (In Russ.).
- [8] Hasan Z., Atmeh G. Design and analysis of a smart composite wing. *Proc. IMECE 11*, 2011, pp. 213–222, doi: <https://doi.org/10.1115/IMECE2011-64802>
- [9] Nguen Kh.F. *Optimizatsiya konstruktivno-silovoy skhemy kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata iz kompozitsionnykh materialov s ogranicheniyami po aerodinamicheskoy forme*. Avtoref. diss. ... kand. tekhn. nauk [Structural-power scheme optimization of an unmanned aerial vehicle wing made of composite materials with restrictions on the aerodynamic shape. Abs. kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MFTI, Publ., 2015. 25 p. (In Russ.).
- [10] Sinchai C. Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing. *Heliyon*, 2021, vol. 7, no. 11, art. e08410, doi: <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2021.e08410>
- [11] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part II. Design of the load bearing structure. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2016, no. 12, pp. 106–116, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-12-106-116> (In Russ.).
- [12] Pechenyuk V.S., Popov Yu.I. Conceptual design of the wing or fuselage structure of a main-line aircraft made of metal-polymer composite materials. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2021, no. 64, pp. 74–82, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.64.08> (in Russ.).
- [13] Airbus A350-900. *aircraft.airbus.com: website*. URL: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350/a350-900> (accessed: 19.05.2022).

- [14] Cirrus SR-22. *cirrusaircraft.com: website*. URL: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr22/> (accessed: 19.05.2022).
- [15] *Tselnokompozitnyy samolet TVS-2DTS vypolnil pervyy polet* [Full-composite TVS-2DTS aircraft has made its first flight]. *aviation21.ru: website*. URL: <http://aviation21.ru/celnokompozitnyj-samolyot-tvs-2dts-vypolnil-pervyj-polyot/> (accessed: 13.07.2017).
- [16] Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft constructions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 404 p. (In Russ.).
- [17] Davis G.W., Sakata I.F. *Design considerations for composite fuselage structure of commercial transport aircraft*. NASA Contractor report 159296. NASA, 1981. 51 p.
- [18] Tarasov Yu.L., Lavrov Yu.L. *Raschet na prochnost elementov konstrukcii samoleta* [Strength calculation of aircraft design elements]. Samara, SGAU Publ., 2000. 112 p. (In Russ.).
- [19] Kanchaya Rokhas R.A. *Raschet na prochnost i vybor ratsionalnykh proektnykh parametrov otsekov fyuzelyazha iz kompozitsionnykh materialov samoletov legkogo i srednego klassov*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Strength calculation and selection of rational design parameters for fuselage compartments made of composite materials for light and medium class aircraft. Abs. kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2011. 24 p. (In Russ.).
- [20] Morishima R. *Analysis of composite wing structures with a morphing leading edge*. PhD thesis. Cranfield University, 2011. 260 p.
- [21] Dubovikov E.A. *Mnogourovnevnyy algoritm otsenki perspektivnykh konstruktivno-silovykh skhem kompozitnykh aviakonstruktsiy*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Multilevel algorithm for evaluating prospective structural-force diagrams of composite aircraft structures. Abs. kand. tech. sci. diss.]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2017. 29 p. (In Russ.).
- [22] Stolyarov D.V. *Razrabotka metodiki vybora ratsionalnoy skhemy shpangoutov fyuzelyazha istrebitelya integralnoy komponovki*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Development of a methodology for selecting a rational scheme of integral fighter fuselage bends. Abs. kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2011. 24 p. (In Russ.).
- [23] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622, doi: <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [24] Eves J., Toropov V.V., Thompson H.M. et al. Topology optimization of aircraft with non-conventional configurations. *8th World congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009. URL: <https://eprints.whiterose.ac.uk/10474/> (accessed: 15.02.2021).
- [25] Gui X., Xiao M., Zhang Y. et al. Structural topology optimization based on parametric level set method under the environment of ANSYS secondary development. *Adv. Comput. Sci. Res.*, 2017, vol. 74, pp. 841–850, doi: <https://dx.doi.org/10.2991/iccia-17.2017.152>
- [26] DA 62. The ultimate flying machine. *diamondaircraft.com: website*. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/> (accessed: 15.02.2021).
- [27] *Aviatsionnye pravila. Chast 23. Normy letnoy godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov* [Aviation regulations. Part 23. Standards of airworthiness of civil light aircraft]. Moscow, Aviaizdat Publ., 2014. 195 p. (In Russ.).
- [28] ANSYS Fluent. *ansys.com: website*. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (accessed: 15.02.2021).
- [29] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Coupled CFD-based shape optimization of wing of reusable space vehicle of tourist class. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 709, no. 2, art. 022108, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/709/2/022108>
- [30] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [31] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Comparative analysis of the selection of lay-up stacking of polymer composite load-bearing elements for the tail section of fuselage structure of the light aircraft. *MATEC Web Conf.*, 2021, vol. 346, art. 03111, doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134603111>
- [32] Ansys Topology Optimization. *www.ansys.com: website*. URL: www.ansys.com/applicatoins/topology-optimization (accessed: 15.02.2021).

Информация об авторах

ТУН ЛИН ХТЕТ — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: tunlinhtet64509@gmail.com).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@gmail.com).

Information about the authors

TUN LIN HTET — Postgraduate, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, email: tunlinhtet64509@gmail.com).

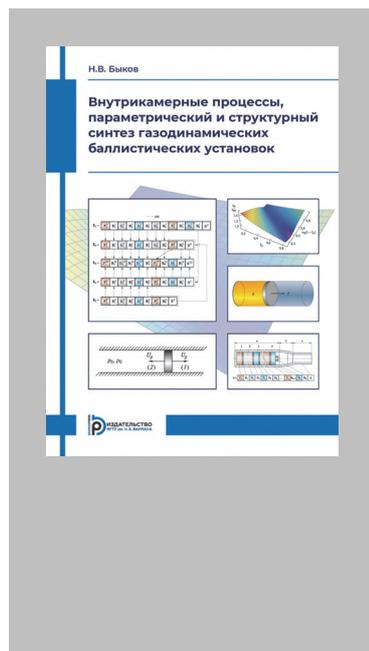
PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 2, с. 84–95, doi: 10.18698/0536-1044-2023-2-84-95

Please cite this article in English as:

Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Method of Designing the Composite Load-Bearing Elements of the Fuselage Tail Section. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 2, pp. 84–95, doi: 10.18698/0536-1044-2023-2-84-95



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям монографию Н.В. Быкова

«Внутрикамерные процессы, параметрический и структурный синтез газодинамических баллистических установок»

Рассмотрены методы математического и численного моделирования внутрикамерных процессов в лабораторных газодинамических баллистических установках (на сжатом газе, на смеси химически реагирующих газов, пороховых, с гидродинамическим эффектом), а также методы их параметрического (задача баллистического проектирования) и структурно-параметрического синтеза.

Для научных работников и инженеров, также может быть полезна студентам старших курсов и аспирантам.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>