

Научная статья
УДК 533.65.013.622
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185664>
EDN: <https://www.elibrary.ru/WRKFWR>



Оптимизация облегченной конструкции композитного крыла беспилотного летательного аппарата на основе алгоритма роя частиц

Ильфир Наильевич Абдуллин¹, Фэйлун Чэнь², Айгуль Рафисовна Тарантаева³✉

^{1, 2, 3} Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева –
КАИ, Казань, Республика Татарстан, Российская Федерация

¹ ilfir528@mail.ru, ORCID 0009-0001-3361-4354

² 1609944784chen@gmail.com, ORCID 0009-0003-3090-4553

³ aygultarantaeva@yandex.ru✉, ORCID 0009-0004-9912-9062

Аннотация. На основе анализа композитного крыла беспилотного летательного аппарата (БПЛА) был предложен метод оптимизационного проектирования конструкции крыла с использованием метода роя частиц. Сначала, исходя из требований к проектированию БПЛА и основных технических характеристик крыла, определили двухлонжеронную многореберную конструкцию крыла. Затем, сочетая оптимизируемую область с методом оптимизации конструкции крыла БПЛА на основе алгоритма роя частиц, определили оптимальную структурную компоновку крыла. Сравнительный анализ результатов моделирования конструкции крыла до и после оптимизации показал, что масса крыла снизилась на 18,1%, при этом конструкция удовлетворяла проектным требованиям к прочностным и жесткостным характеристикам конструкции. Уменьшение массы конструкции на 18,1% позволило увеличить продолжительность полета БПЛА на 22%.

Ключевые слова: оптимизация конструкции композитного крыла, беспилотный летательный аппарат, многокритериальная оптимизация, алгоритм роя частиц, суррогатная модель, модель кригинга, метод поверхности отклика, радиальные базисные функции

Для цитирования: Абдуллин И.Н., Чэнь Ф., Тарантаева А.Р. Оптимизация облегченной конструкции композитного крыла беспилотного летательного аппарата на основе алгоритма роя частиц // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 29–38. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185664>

Original article

Optimization of the Unmanned Aerial Vehicle Composite Wing Lightweight Design Based on the Particle Swarm Algorithm

Ilfir N. Abdullin¹, Feilong Chen², Aygul R. Tarantaeva³✉

^{1, 2, 3} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI,
Kazan, Republic of Tatarstan, Russian Federation

¹ ilfir528@mail.ru, ORCID 0009-0001-3361-4354

² 1609944784chen@gmail.com, ORCID 0009-0003-3090-4553

³ aygultarantaeva@yandex.ru✉, ORCID 0009-0004-9912-9062

© Абдуллин И.Н., Чэнь Ф., Тарантаева А.Р., 2025

Abstract

In the framework of the unmanned aerial vehicle (UAV) structure optimization the presented article proposes the optimization design method for the wing structure based on the particles swarm algorithm. At the first stage, the initial layout of the structure is determined. Then the space for optimization is being identified through the simulation analysis. Multi-level optimization of the structure is being performed at the final stage.

The relevance of the study is stipulated by the need to optimize the wing designs of unmanned aerial vehicles for the weight reduction while maintaining the required strength and rigidity.

The research objectives are as follows: analyzing the strength of the wing structure by the maximum stress criteria and the Hashin criterion; evaluating the structure stress-strain state; developing a technique for the wing geometric parameters optimizing, and verifying the effectiveness of the proposed technique.

The scientific novelty of the study consists in developing a comprehensive technique for the strength assessing of a composite wing by the modern fracture criteria and the proposal of a design optimization technique based on the particle swarm algorithm employing a surrogate model.

The wing structure was determined based on the requirements for the unmanned aerial vehicle design and the wing main technical parameters. Boundary conditions for the wing structural analysis were assigned with account for the aerodynamic loads on the wing distribution.

The authors considered the wing structure, implemented according to the two-spar multi-rib type scheme, including skin, spars and ribs, was considered, and performed the analysis of the external loads distribution on the wing. To determine accurately the state of the wing structure destruction, the maximum stresses and the Hashin fracture criterion were used in this work as evaluation criteria. A conclusion was draw that the original wing design meets safety requirements, but has significant potential for optimization based on the analysis of three aspects. The thicknesses of the wing structural elements were selected as optimization design parameters.

This article realizes a multi-level optimization design of the UAV wing structure based on the particle swarm algorithm. The methodology includes the integration of a surrogate model and an algorithm to optimize the dimensional parameters of the wing structure. The thicknesses of the wing structural elements is selected as the optimization design parameters, and the optimization objective consists in minimizing the total wing mass.

A comparison of the characteristics prior to and after optimization revealed the following: the mass of the wing structure decreased by 18.1%, which confirms the effectiveness of lightening; the stress index and fracture coefficient increased, but remained below the preset limit of 0.8. The maximum stress zones are still localized near the front and middle spars in the root part; the maximum displacement of the structure increased by 15.27%, but it remained well below the acceptable value for rigidity requirements. The surrogate model data and numerical modeling results comparison revealed that the error of all indicators does not exceed 8%, which confirms the model high accuracy and the optimized results reliability.

The developed technique allows optimizing the UAV wings design, reducing thereby the structure weight while sustaining strength, when accounting for the features of the structural elements made of composite materials.

Keywords: optimization of composite wing design, multi-criteria optimization, Particle Swarm Optimization (PSO), Radial Basis Function (RBF), the Kriging model, Response surface methodology (RSM), radial basis functions

For citation: Abdullin I.N., Chen F., Tarantaeva A.R. Optimization of the Unmanned Aerial Vehicle Composite Wing Lightweight Design Based on the Particle Swarm Algorithm. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):29-38. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185664>

List of Figures

Fig. 1. The wing structure

Fig. 2. Maximum deformation

Fig. 3. Maximum tension

Fig. 4. Destruction ratio

Fig. 5. Optimization parameters

List of Tables

Table 1. Failure criteria

Table 2. Optimization parameters

Table 3. Results of the optimized Latin hypercube method

Table 4. The results of the accuracy assessment by indicators

Table 5. Mass and geometric parameters of the original and optimized structures

Введение

Крыло, как критически важный компонент летательного аппарата (ЛА), обеспечивает основную часть подъемной силы, поэтому его конструкция и масса влияют на множество летно-технических показателей. Таким образом, задача проектирования крыла, в котором минимальная масса сочетается с высокой прочностью и жесткостью, остается общей проблемой для всех авиаконструкторов [1–3].

Минимизация массы крыла беспилотного летательного аппарата требует комплексного учета требований к жесткости, прочности и другим параметрам, чтобы обеспечить минимальные гибкие деформации во время эксплуатации и рациональное размещение облегченных структур в ограниченном пространстве крыла [4, 5]. Указанные проблемы исследовались в России и в других странах. Например, Дэн [6] и его коллеги применили метод поверхности отклика на основе модели кригинга для оптимизации расположения лонжеронов. Результаты показали, что оптимизированная конструкция крыла соответствует проектным требованиям: деформация законцовки крыла снизилась на 9%, что повысило структурную эффективность.

Также в ходе исследования был сделан вывод о том, что мировые тенденции (2020–2025 гг.) показывают активное применение метаэвристических методов в авиастроении. Например:

1) китайские ученые в 2022 г. оптимизировали углепластиковое крыло, используя RBF-суррогатные модели [7];

2) в Европе А. Де Лука (A. De Luca) в 2024 году разработал адаптивный PSO для многослойных композитов [8].

В России также применяются такие методы при исследованиях в области авиастроения. Приведем следующие примеры:

1. В работе Л.В. Маркина [9] (Московский авиационный институт) предложен метод автоматизированной компоновки ЛА, основанный на математическом аппарате нормальных уравнений, что позволяет создавать интеллектуальные алгоритмы компоновки, сводя позиционную задачу размещения объектов к геометрической.

2. В диссертационной работе С.А. Туктарова [10] (Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского) упоминается о разработке и реализации глобально-локальной оптимизации веса подкрепленных панелей авиаконструкций, с учетом требований прочности, местной и общей потери устойчивости и конструктивно-технологических ограничений, с помощью метода конечных элементов.

Проблема исследования, представленного в данной статье, заключается в отсутствии комплексных

методик, сочетающих алгоритм роя частиц (Particle Swarm Optimization, PSO) с аппроксимацией суррогатной RBF-модели (RBF-based surrogate model) для легких композитных крыльев БПЛА с валидацией по критерию Хашина.

В связи с этим цель работы сформулирована следующим образом: разработать методологию структурной оптимизации крыла БПЛА на основе PSO и RBF-моделей с гарантией прочностных характеристик. Согласно гипотезе, интеграция RBF-суррогатных моделей с PSO позволит снизить массу на 15–20% при сохранении прочности. Предполагается также, что данный метод повысит эффективность отечественных БПЛА (таких как «Форпост», «Орион») благодаря увеличению времени полета на 18–25%, снижению себестоимости производства и ускорению процесса проектирования.

В рамках оптимизации конструкции беспилотного летательного аппарата в данной статье предложен метод оптимизационного проектирования конструкции крыла на основе алгоритма роя частиц. На первом этапе определяется исходная схема компоновки конструкции. Затем, посредством имитационного анализа, выявляется пространство для оптимизации. На завершающем этапе проводится многоуровневая оптимизация структуры. Предложенный метод способствует сокращению срока проектирования крыла на 30% благодаря автоматизации.

Новизна работы заключается в следующем:

- первая интеграция RBF-аппроксимации с модифицированным PSO для композитных крыльев БПЛА;
- экспериментальное подтверждение точности суррогатной модели (погрешность < 8%);
- адаптация критерия Хашина для многоточечной оптимизации.

Актуальность исследования обусловлена: ростом рынка БПЛА в РФ на 45% за 2023 г. (отчет Ростеха) [11]; импортозамещением композитных технологий (программа Минпромторга № 2423) [12]; требованиями ФАП-21 к сертификации БПЛА [13].

1. Конструкция крыла и конечно-элементное моделирование

1.1. Конструкция крыла

Аэродинамический профиль БПЛА напрямую связан с принципами полета и летно-техническими характеристиками. В данной работе, исходя из требований к проектированию БПЛА и ключевых технических параметров крыла, был предварительно выбран профиль NASA 4412. Поскольку изготовление трапецевидного крыла характеризуется высокой технологической сложностью, для упрощения производственного процесса в исследовании

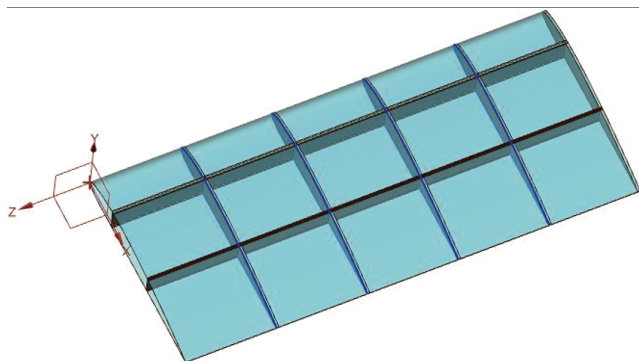


Рис. 1. Конструкция крыла

использовано прямоугольное крыло. Конструкция реализована по схеме крыла двухлонжеронного многореберного типа, включающей обшивку, лонжероны и нервюры. Позиции переднего и заднего лонжеронов – 22% и 58% хорды крыла соответственно. Детали конструкции представлены на рис. 1.

1.2. Нагрузка на крыло

Максимальная взлетная масса конструкции крыла БПЛА составляет 15 кг. Без учета веса крыла, при коэффициенте перегрузки БПЛА, равном 3,0, и коэффициенте запаса прочности $f=2,0$ подъемная сила на одной стороне крыла:

$$F' = \frac{F}{2} = \frac{Ggnf}{2}, \quad (1)$$

где g – ускорение свободного падения, м/с^2 ; F – общая подъемная сила крыла, Н; G – максимальная взлетная масса конструкции БПЛА, кг; n – коэффициент перегрузки; f – коэффициент безопасности. Подъемная сила, обеспечиваемая одним крылом, составляет 441 Н.

Рассмотрим два случая нагружения по методике, соответствующей рекомендациям FAA AC 23-19A [14] для легких БПЛА:

1. При переднем положении центра давления (ЦД) крыла максимальной по значению является изгибающая сила:

$$F_{\text{изг}} = \frac{Ggnfk_{\text{перед}}}{2} = 480 \text{ Н}, \quad (2)$$

где G – масса конструкции или приложенная масса, кг; g – ускорение свободного падения, м/с^2 ; n – эксплуатационная перегрузка (безразмерный коэффициент, показывающий, во сколько раз полная аэродинамическая сила превышает вес); $k_{\text{перед}} = 1,2$ – коэффициент запаса прочности для переднего положения ЦД (увеличивает расчетную нагрузку на 20% для обеспечения надежности).

2. При заднем положении ЦД максимального значения достигает крутящий момент:

$$M_{\text{кр}} = F \cdot \Delta X_{\text{ц.д}} = 125 \text{ Н} \cdot \text{м}, \quad (3)$$

где F – общая подъемная сила крыла, Н; $\Delta X_{\text{ц.д}} = 0,15 \text{ м}$ – смещение центра давления относительно некоторой критической точки.

Поскольку в данной работе крыло имеет прямоугольную форму, при крейсерском полете БПЛА распределение аэродинамической нагрузки на всех сечениях профиля крыла является практически одинаковым. С использованием программного обеспечения “Profil” был проведен анализ распределения внешних нагрузок на крыло при числе Рейнольдса 192000 и угле атаки 5° .

2. Анализ оптимизации

2.1. Критерии отказа

Для точного определения состояния разрушения конструкции крыла в данной работе в качестве критериев оценки используются максимальные напряжения и критерий разрушения Хашина.

Критерий максимальных напряжений для композитных материалов предполагает, что однослойный композит считается разрушенным, если любая из компонент напряжений в главных направлениях (вдоль волокон или перпендикулярно им) достигает значения предельной прочности материала в данном направлении [7]. Математическое выражение критерия приведено в формулах

$$\begin{cases} -X_c < \sigma_1 < X_t; \\ -Y_c < \sigma_2 < Y_t; \\ |\tau_{12}| < S. \end{cases} \quad (4)$$

В многослойной композитной структуре напряжения в отдельных слоях неоднородны, поэтому необходимо учитывать разрушение слоев при их взаимодействии. Поскольку экспериментальное определение поверхности разрушения при сжатии матрицы затруднительно, используется критерий разрушения Хашина. Для упрощения трехмерного критерия разрушения композитов в метод была введена взаимосвязь между квадратичными инвариантами напряжений, что позволило сформулировать двумерный критерий разрушения. Математическое выражение критерия представлено в формулах (5)–(8).

Существует четыре типа отказов, а именно: отказ от растяжения и сжатия волокон и отказ от растяжения и сжатия матрицы.

При растяжении волокон $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right) \leq 1. \quad (5)$$

При сжатии волокон $\hat{\sigma}_{11} < 0$

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 \leq 1. \quad (6)$$

При растяжении матрицы $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{SL} \right)^2 \leq 1. \quad (7)$$

При сжатии матрицы $\hat{\sigma}_{22} < 0$

$$F_m^C = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \cdot \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \leq 1, \quad (8)$$

Используемые в расчетах параметры материала представлены в табл. 1.

2.2. Результаты оптимизации

В данной работе с помощью программного комплекса ANSYS был проведен анализ статической прочности всей конструкции крыла. Карта максимальных перемещений, карта максимальных напряжений и карта разрушения по критерию Хашина представлены на рис. 2–4.

Анализ карты перемещений конструкции крыла (рис. 2) показывает, что зона максимальной деформации расположена в области законцовки крыла. Величина смещения постепенно уменьшается от законцовки к корневой части, достигая макси-

мального значения 3,46 мм, что существенно ниже требований к жесткости (допустимый прогиб не более 2,5% от размаха крыла).

Из анализа карт напряжений и разрушения (рис. 3 и 4) следует, что максимальное напряжение и коэффициент разрушения составляют 34,455 МПа и 0,5 соответственно. Оба параметра локализованы вблизи переднего и среднего лонжеронов в корневой части крыла, тогда как остальные зоны демонстрируют низкую степень использования материала.

На основе анализа можно сделать вывод, что исходная конструкция крыла соответствует требованиям безопасности, но обладает значительным потенциалом для оптимизации.

С другой стороны, при действии внешних нагрузок крыло работает как консольная балка: верхняя плоскость корневого двутавра подвергается сжимающим напряжениям, а нижняя — растягивающим, что может приводить к повреждению внутренней волокнистой структуры. Таким образом, оптимизация геометрических параметров конструкции позволит минимизировать массу крыла при сохранении требований к жесткости и прочности.

3. Оптимальный вариант

В данной статье реализовано многоуровневое оптимизационное проектирование конструкции

Таблица 1. Критерии отказа

Параметр	Обозначение	Значение	Единицы
Предел прочности при растяжении, волокно	X^T	1500	МПа
Предел прочности при сжатии, матрица	Y^C	120	МПа
Предел прочности при сдвиге	S^L	80	МПа

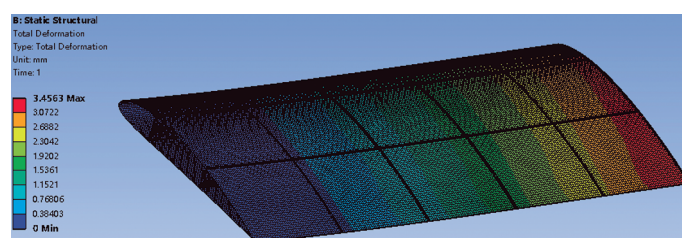


Рис. 2. Максимальная деформация

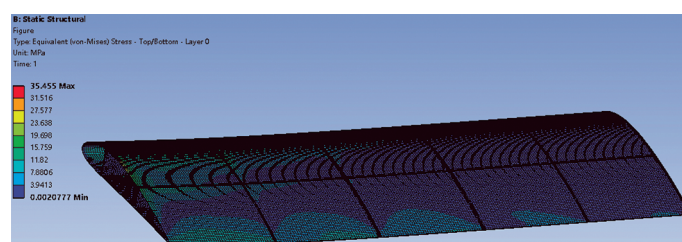


Рис. 3. Максимальное напряжение

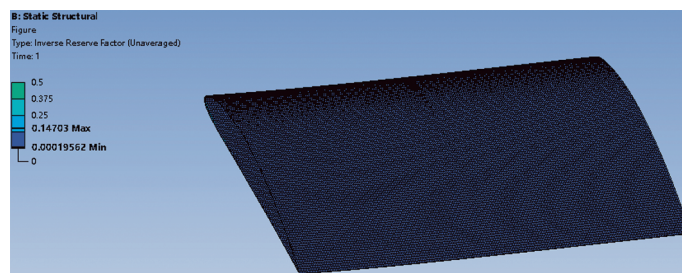


Рис. 4. Коэффициент разрушения

крыла БПЛА на основе алгоритма роя частиц. Методология включает интеграцию суррогатной модели и алгоритма для оптимизации размерных параметров конструкции крыла.

3.1. Оценочный показатель

Согласно требованиям к жесткости конструкции, максимальный прогиб не должен превышать 2,5% размаха крыла (25 мм). В работе используются критерии максимальных напряжений и разрушения Хашина для оценки состояния разрушения композитных компонентов. Дополнительно вводится индекс напряжений для анализа целостности элементов: если значение индекса превышает 1, компонент считается разрушенным; в противном случае он находится в безопасном состоянии:

$$Q_i = \frac{S_i}{E_i}, \quad (9)$$

где Q_i — индекс напряжений i -го компонента; S_i — напряжение (растягивающее или сжимающее) i -го компонента; E_i — предельное растягивающее (сжимающее) напряжение материала, используемого для i -го компонента.

3.2. Суррогатная модель

В методах построения суррогатных моделей широко используются три подхода: RSM (метод поверхности отклика), Kriging (кригинг) и RBF (радиальные базисные функции) [15]. С учетом сложности задачи оптимизации конструкции крыла, в данной работе были применены все три указанных типа суррогатных моделей для аппроксимации оптимизационных показателей. Выбор оптимальной модели осуществлялся на основе точности аппроксимации.

Точность суррогатной модели напрямую влияет на реализуемость и обоснованность оптимальных решений в последующей многоцелевой оптимизации: чем выше точность модели, тем выше достоверность полученных результатов.

Для оценки точности аппроксимации в работе использованы два стандартных метрических показателя:

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2}; \quad (10)$$

$$RMAE = \frac{\max[y_i - \hat{y}_i]}{std}. \quad (11)$$

Пусть y_i , $\hat{y}_i$ и $\bar{y}_i$ обозначают соответственно: фактическое значение отклика в тестовой точке, предсказанное значение суррогатной модели и среднее значение фактических откликов. Здесь n — количество тестовых точек.

Из определений следует, что чем выше значение коэффициента детерминации R^2 и чем ниже значение относительной максимальной абсолютной ошибки (RMAE), тем выше общая точность аппроксимации в проектируемом пространстве. И наоборот, низкий R^2 и высокий RMAE указывают на недостаточную точность модели.

3.3. Суть алгоритма роя частиц

В настоящее время при инженерной оптимизации широко используются такие алгоритмы, как генетический алгоритм, алгоритм имитации отжига и алгоритм роя частиц, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. Алгоритм роя частиц (PSO) — это интеллектуальный метод, разработанный доктором Эберхартом (Eberhart) и доктором Кеннеди (Kennedy) на основе моделирования поведения стаи птиц при поиске добычи [16].

Стратегия PSO заключается в следующем. Каждой частице в пространстве присваиваются случайные начальные позиция и скорость. На каждой итерации положение частицы обновляется с учетом: ее текущей скорости, лучшей известной позиции частицы (локальный оптимум), оптимального глобального положения (лучшее решение в популяции). С течением времени частицы постепенно концентрируются вокруг одного или нескольких оптимальных решений, комбинируя исследование (поиск новых областей) и эксплуатацию (уточнение известных решений) в пространстве поиска.

4. Результат и процесс оптимизации

При статическом анализе прочности конструкции крыла основными объектами оптимизации являются три компонента: обшивка, лонжероны и нервюры. В связи с этим выбраны оптимизационные параметры (рис. 5):

Числовые значения параметров указаны в табл. 2.

Таблица 2. Оптимизационные параметры

№	Переменная конструкции	Код	Начальная толщина, мм	Пространство оптимизации
1	yl_b	A1	2	1,6 1,8 2 2,2 2,4
2	yl_c	A2	3	2,6 2,8 3 3,2 3,4
3	yl_n	A3	2	1,6 1,8 2 2,2 2,4
4	$y_{общ}$	A4	1	0,6 0,8 1 1,2 1,4
5	$y_{нер}$	A5	5	4,4 4,6 5 5,2 5,4

Для обеспечения высокой точности аппроксимации последующих суррогатных моделей в работе использован оптимизированный метод латинского гиперкуба для формирования 20 образцовых точек. Экспериментальная схема и результаты представлены в табл. 3. На основе 20 наборов данных были построены три суррогатные модели: RSM, Kriging и RBF. Анализ значений R^2 и RMAE, полученных методом перекрестной проверки, показал, что модель RBF обладает наивысшей точностью аппроксимации. Результаты оценки точности по каждому показателю приведены в табл. 4.

Таблица 3. Результаты использования оптимизированного метода латинского гиперкуба

№	A1	A2	A3	A4	A5	L	F	H	Масса, кг
1	1,6	2,6	1,6	0,6	4,4	4	0,64	0,42	1,4
2	1,8	2,8	1,8	0,8	4,6	3,4	0,65	0,46	1,2
3	2	3	2	1	5	3,46	0,67	0,5	1,5
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
20	1,6	2,6	1,6	1,6	5,4	3,7	0,8	0,47	1,3

Таблица 4. Результаты оценки точности по показателям

Оценочный показатель	L	F	H	M
R^2	0,98	0,96	0,93	1
RMAE	0,04	0,05	0,07	0,02

В качестве оптимизационных параметров проектирования выбраны толщины структурных элементов крыла (табл. 5).

По данным табл. 5 общая масса крыла до оптимизации конструкции составляла 1,82 кг, после оптимизации – 1,49 кг. Следовательно, снижение массы составило 18,1%.

Целевой функцией оптимизации является минимизация общей массы крыла.

Ограничения прочности включают:

- индекс напряжений компонентов $\sigma_{\max} \leq 0,8 \times X^T = 1200$ МПа;
- коэффициент разрушения Хашина: $H \leq 0,8$;

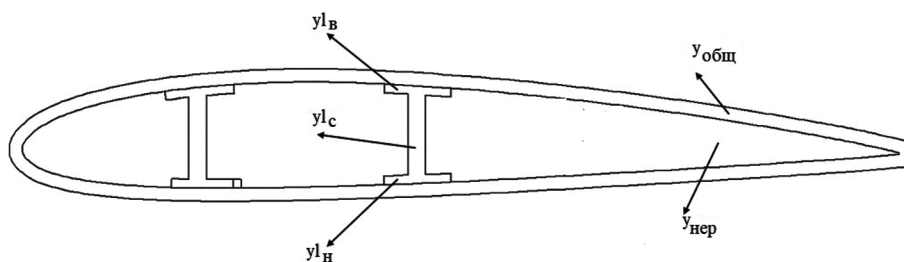


Рис. 5. Схема крыла с указанными оптимизационными параметрами

Таблица 5. Массовые и геометрические параметры исходной и оптимизированной конструкций

Компонент	Исходная толщина, мм	Оптимизированная толщина, мм	Снижение массы, %
Верхний лонжерон (A1)	2,0	1,8	10,0
Нижний лонжерон (A3)	2,0	1,6	20,0
Стенка лонжерона (A2)	3,0	2,8	6,7
Обшивка (A4)	1,0	0,8	20,0
Нервюры (A5)	5,0	4,6	8,0

- максимальное смещение $L \leq 32$ мм.

Ограничения заданы согласно стандарту ASTM D3039 [17].

С учетом незначительности расхождений между результатами моделирования методом конечных элементов (МКЭ) и результатами реальных испытаний, а также необходимости обеспечения запаса прочности для оптимизируемых компонентов, значения всех трех ограничений были умножены на коэффициент безопасности 0,8.

Оптимизационная модель, разработанная в данной работе:

$$\begin{cases} \text{Minimize } M(x_i); \\ s.t. F(x_i) \leq 0,8; \\ H(x_i) \leq 0,8; \\ L(x_i) \leq 32; \\ x_i^{(L)} \leq x_i \leq x_i^{(U)}; \\ i = [1, 2, L, 5], \end{cases} \quad (12)$$

где $M(x)$ — общая масса оптимизируемых компонентов крыла; $F(x)$ — максимальный индекс напряжений крыла; $H(x)$ — максимальный коэффициент разрушения по Хащину; $L(x)$ — максимальное смещение конструкции крыла; x_i — толщина i -го оптимизируемого компонента; $x_i^{(L)} \leq x_i \leq x_i^{(U)}$ — ограничения на нижний и верхний пределы толщины i -го компонента, $x_i^{(L)}$ — минимальная допустимая толщина i -го компонента; $x_i^{(U)}$ — максимальная допустимая толщина i -го компонента.

В данной работе оптимизация структуры крыла была выполнена в программном комплексе Isight на основе суррогатной модели RBF с использованием алгоритма роя частиц (PSO). После 100 итераций были получены оптимальные геометрические параметры лонжеронов. Сравнение характеристик до и после оптимизации показало следующее:

- Масса конструкции крыла снизилась на 18,1%, что подтверждает эффективность облегчения.
- Индекс напряжений и коэффициент разрушения увеличились, но остались ниже заданного ограничения 0,8. Зоны максимальных напряжений по-прежнему локализованы вблизи переднего и среднего лонжеронов в корневой части.
- Максимальное смещение конструкции возросло на 15,27%, но осталось значительно ниже допустимого значения по требованиям к жесткости.

Сравнение данных суррогатной модели и результатов численного моделирования показало, что погрешность всех показателей не превышает 8%, что подтверждает высокую точность модели и надежность оптимизированных результатов.

При исходных данных, в качестве которых были выбраны конструктивные параметры композитного крыла БПЛА, предлагаемый гибридный метод оптимизации, в котором одновременно применяются суррогатная модель и алгоритм роя частиц, позволил подтвердить устойчивость рассматриваемого аппарата [18, 19].

Выводы

В рамках оптимизационного проектирования конструкций беспилотных летательных аппаратов в данной работе проведено исследование схемы оптимизации конструкции крыла БПЛА на основе алгоритма роя частиц (PSO).

Разработанная методика структурной оптимизации на основе интегрированной RBF-суррогатной модели и модифицированного алгоритма роя частиц (PSO) позволила достичь снижения массы композитного крыла БПЛА на 18,1% при выполнении требований к прочности (критерий Хашина $\leq 0,8$) и жесткости (прогиб ≤ 32 мм, что меньше допустимых 2,5% размаха). Это снижение массы позволяет увеличить продолжительность полета БПЛА на 22%, что является значимым практическим результатом для эксплуатации.

Полученное снижение массы (18,1%) превышает результат, представленный в работе [6], где описан способ снижения массы на 9% за счет оптимизации расположения лонжеронов. Результат подтверждает выдвинутую во введении гипотезу о достижимости снижения массы в диапазоне 15 — 20% за счет предложенной комбинации RBF-модели и PSO-алгоритма. Хотя методика напрямую не сравнивалась с адаптивным PSO для многослойных композитов [8], достигнутая точность суррогатной модели (погрешность $< 8\%$) и эффективность оптимизации демонстрируют конкурентоспособность подхода. Применение критерия Хашина для многокритериальной оптимизации обеспечило комплексную оценку прочности, что является развитием подходов, описанных в работах [8, 17].

Уменьшение толщин элементов: передний лонжерон — 10%, задний лонжерон — 20% (позиции лонжеронов см. п.1.1), обшивка — 20%, нервюры — 8% — закономерно привело к увеличению максимального прогиба на 15,27% (до 3,46 мм). Однако критически важно, что это увеличение не вышло за рамки ограничений по жесткости (допуск 25 мм), подтверждая жизнеспособность облегченной конструкции. Локализация зон максимальных напряжений и коэффициента разрушения Хашина осталась в корневой части у лонжеронов, что соответствует исходной конструкции и ожидаемому поведению консоли. Рост этих показателей после оптимизации, но в пределах запаса ($\leq 0,8$) свиде-

тельствует об эффективном использовании ресурса материала.

Методология позволяет сократить срок проектирования крыла на ~30% благодаря автоматизации процесса оптимизации и использованию суррогатных моделей. Высокая точность аппроксимации RBF-модели ($R^2 \geq 0.93$, $RMAE \leq 0.07$) и малая ошибка верификации ($< 8\%$) подтверждают надежность полученных оптимальных решений. Метод разработан для экстремально легких конструкций БПЛА с характерными для них требованиями (значение коэффициента перегрузки 3.0). Его прямое применение к пилотируемым самолетам требует пересмотра коэффициентов запаса прочности и надежности в сторону ужесточения из-за более высоких требований безопасности.

Таким образом, результаты показывают, что метод оптимизации, основанный на комбинации RBF-модели и PSO-алгоритма, позволяет относительно точно определить взаимосвязь между геометрическими переменными и массовыми характеристиками конструкции, а также получить набор решений при небольшом объеме вычислений, что дает возможность решать более сложные задачи оптимизации [20].

Также отметим, что уменьшение массы конструкции БПЛА ведет к снижению материалоемкости и, соответственно, к снижению стоимости производства изделия. Это подтверждает упомянутую в источнике [21] тенденцию к стремительному развитию технологий производства БПЛА, которые помогают сократить время и финансовые вложения при создании таких летательных аппаратов.

Список источников

1. He H., Zhu G., He C., et al. Crashworthiness optimization based on Kriging metamodeling // *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*. 2014. Vol. 46. No. 2, pp. 297–303. DOI: 1005-2615(2014)02-0297-07
2. Chang Y., Liu X., Cheng W., et al. Research and application of multi-objective aircraft optimization system based on grid // *Journal of Computer Research and Development*. 2007. Vol. 44. No. 1, pp. 44–50.
3. Wei Y., Wei W., Meiyang Z. Comprehensive optimization design of topology, shape and size of large aspect ratio flying wing structure // *Journal of Mechanical Strength*. 2007. Vol. 27. No. 4, pp. 17–20.
4. Fan X., Wu X., Ma L., et al. Optimization Design of Structure of Unmanned Aerial Vehicle Wing with Carbon Fiber Composite Thin Wall Material // *Plastics Science and Technology*. 2022. Vol. 50. No. 09, pp. 109–113. DOI:10.15925/j.cnki.issn1005-3360.2022.09.023
5. Shen H., Chen G., Xia Y. Size optimization design of composite wing for UAV // *Composite Materials Science and Engineering*. 2021. Vol. 335. No. 12, pp. 82–88. DOI: 10.19936/enki.2096-8000.20211228.013
6. Deng C., Jia H., Xue Z., et al. The Structure Optimization Design of A Composite UAV Wing // *Machine Design and Research*. 2018. Vol. 34. No. 3, pp. 35–40. DOI: 10.13952/j.cnki.jofmdr.2018.0096
7. Chen Yl., Qin Jc., Shang Yz., et al. Aerodynamic characteristic analysis and layout optimization design for compound UAVs by using hybrid Fuzzy–PSO algorithm // *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. 2019. Vol. 41. No. 1: 46. DOI: DOI: 10.1007/s40430-018-1547-0
8. De Luca A., Caputo F. A review on analytical failure criteria for composite materials // *AIMS Materials Science*. 2017. Vol. 4. No. 5, pp. 1165–1185. DOI: 10.3934/matricsci.2017.5.1165
9. Маркин Л.В. Геометрические модели автоматизированной компоновки летательных аппаратов // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 1. С. 47–57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=56690>
10. Туктаров С.А. Развитие методов и алгоритмов глобально-локальной оптимизации и расчета на прочность силовых авиационных конструкций: Дисс. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2022. 148 с.
11. Годовой отчет Государственной корпорации «Ростех». URL: <https://rostec.ru/purchase/documents/>
12. Приказ Минпромторга России от 02.07.2021 N 2423 (ред. от 07.08.2023) «Об утверждении плана мероприятий по импортозамещению в промышленности композитных материалов (композитов) и изделий из них Российской Федерации».
13. Федеральные авиационные правила «Сертификация авиационной техники, организаций и изготовителей. Часть 21» (ФАП-21).
14. AC 23-19A – Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes.
15. Xiong F., Wang D., Ma Z., et al. Structure-material integrated multi-objective lightweight design of the front end structure of automobile body // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2018. Vol. 57, pp. 829–847. DOI: 10.1007/s00158-017-1778-1
16. Eberhart R.C., Kennedy J. A new optimizer using particle swarm theory // 6th International Symposium on Micro Machine and Human Science (04–06 October 1995; Nagoya, Japan). DOI: 10.1109/MHS.1995.494215
17. ASTM D3039/D3039M-2017 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
18. Балык В.М., Бородин И.Д. Выбор устойчивых проектных решений беспилотного летательного аппарата в условиях действий факторов неопределенности // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 1. С. 57–66. DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66

19. Haghighi H., Sadati S.H., Dehghan S.M.M., et al. Hybrid Form of Particle Swarm Optimization and Genetic Algorithm For Optimal Path Planning in Coverage Mission by Cooperated Unmanned Aerial Vehicles // *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2020. Vol. 12. DOI: 10.5028/jatm.v12.1169
20. Chen S., Laefer D.F., Mangina E. State of Technology Review of Civilian UAVs // *Recent Patents on Engineering*. 2016. Vol. 10. No. 3, pp. 160-174. DOI: 10.2174/1872212110666160712230039
21. Чэнь Л., Стрелец Д.Ю. Исследование применения суррогатной модели в задаче геометрической оптимизации крыла с учетом флаттера // *Вестник Московского авиационного института*. 2025. Т. 32. № 1. С. 102-111.

References

1. He H, Zhu G, He C, et al. Crashworthiness optimization based on Kriging metamodeling. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*. 2014;46(2):297-303. DOI: 1005-2615(2014)02-0297-07
2. Chang Y, Liu X, Cheng W, et al. Research and application of multi-objective aircraft optimization system based on grid. *Journal of Computer Research and Development*. 2007;44(1):44-50.
3. Wei Y, Wei W, Meiyang Z. Comprehensive optimization design of topology, shape and size of large aspect ratio flying wing structure. *Journal of Mechanical Strength*. 2007;27(4):17-20.
4. Fan X, Wu X, Ma L, et al. Optimization Design of Structure of Unmanned Aerial Vehicle Wing with Carbon Fiber Composite Thin Wall Material. *Plastics Science and Technology*. 2022;50(09):109-113. DOI: 10.15925/j.cnki.issn1005-3360.2022.09.023
5. Shen H, Chen G, Xia Y. Size optimization design of composite wing for UAV. *Composite Materials Science and Engineering*. 2021;335(12):82-88. DOI: 10.19936/enki.2096-8000.20211228.013
6. Deng C, Jia H, Xue Z, et al. The Structure Optimization Design of A Composite UAV Wing. *Machine Design and Research*. 2018;34(3):35-40. DOI: 10.13952/j.cnki.jofmdr.2018.0096
7. Chen Y, Qin J, Shang Y, et al. Aerodynamic characteristic analysis and layout optimization design for compound UAVs by using hybrid Fuzzy-PSO algorithm. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. 2019;41(1)46. DOI: DOI: 10.1007/s40430-018-1547-0
8. De Luca A, Caputo F. A review on analytical failure criteria for composite materials. *AIMS Materials Science*. 2017;4(5):1165-1185. DOI: 10.3934/matricsci.2017.5.1165
9. Markin LV. Geometric models of automated layout aircrafts. *Aerospace MAI Journal*. 2015;22(1):47-57. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=56690>
10. Tuktarov SA. *Development of methods and algorithms for global-local optimization and calculation of strength of power aircraft structures*. PhD thesis. Zhukovsky: TSAGI; 2022. 148 p. (In Russ.).
11. *Annual Report of the Rostec State Corporation*. (In Russ.). URL: <https://rostec.ru/purchase/documents/>
12. *Order of the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation dated 07/02/2021 No. 2423 (as amended on 08/07/2023)* "On approval of the action plan for import substitution in the industry of composite materials (composites) and products from them of the Russian Federation". (In Russ.).
13. *Federal Aviation Regulations "Certification of aviation equipment, organizations and manufacturers. Part 21" (FAP-21)*. (In Russ.).
14. *AC 23-19A – Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes*.
15. Xiong F, Wang D, Ma Z, et al. Structure-material integrated multi-objective lightweight design of the front end structure of automobile body. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2018;57:829–847. DOI: 10.1007/s00158-017-1778-1
16. Eberhart RC, Kennedy J. A new optimizer using particle swarm theory. *6th International Symposium on Micro Machine and Human Science (October 04-06, 1995; Nagoya, Japan)*. DOI: 10.1109/MHS.1995.494215
17. *ASTM D3039/D3039M-2017 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*.
18. Balyk VM., Borodin ID. Selection of stable design solutions for unmanned aerial vehicle under conditions of uncertainty factors action. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(1) 57-66. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66
19. Haghighi H, Sadati SH, Dehghan SMM, et al. Hybrid Form of Particle Swarm Optimization and Genetic Algorithm For Optimal Path Planning in Coverage Mission by Cooperated Unmanned Aerial Vehicles. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2020;12. DOI: 10.5028/jatm.v12.1169
20. Chen S, Laefer DF, Mangina E. State of Technology Review of Civilian UAVs. *Recent Patents on Engineering*. 2016;10(3):160-174. DOI: 10.2174/1872212110666160712230039
21. Chen L, Strelets DY. Studying Surrogate Model Application in the Problem of the Wing Geometrical Optimization Problem Considering Flutter. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):102-111. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 31.05.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 08.07.2025
 Принята к публикации / Accepted 15.07.2025