
ИНФОРМАТИКА, УПРАВЛЕНИЕ И СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ

УДК 004.94

DOI: 10.46960/1816-210X_2025_4_7

EDN LAVLUJ

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЯ КРЫЛА БПЛА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ И ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

Л.Ю. КатаеваORCID: 0000-0001-9217-9324 e-mail: kataeval2010@mail.ru

Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева

*Нижний Новгород, Россия***Р.М. Вольников**ORCID: 0009-0000-1446-420X e-mail: volnikovramil@gmail.com

Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева

Нижний Новгород, Россия

Предлагается комплексный подход к оптимизации аэродинамических профилей крыльев беспилотных летательных аппаратов самолетного типа. Разработан интегрированный метод, сочетающий преимущества вязко-невязкого взаимодействия для эффективной оценки аэродинамических характеристик с возможностями генетического алгоритма для многокритериальной оптимизации. Принципиальной отличительной чертой предложенного подхода является одновременное рассмотрение трех различных семейств параметрических профилей (NACA4, CST и PARSEC), что значительно обогащает пространство поиска оптимальных конфигураций. Разработанная математическая модель базируется на панельном методе для моделирования невязкого обтекания и системе интегральных уравнений для расчета характеристик пограничного слоя, что обеспечивает баланс между вычислительной эффективностью и точностью. Реализованный генетический алгоритм позволяет проводить оптимизацию с учетом различных эксплуатационных режимов БПЛА, включая барражирование на разных высотах и крейсерский полет. Вычислительные эксперименты демонстрируют повышение аэродинамической эффективности: для семейства NACA производительность возрастает на 4,6 %, для CST – на 10,7 %, для PARSEC – на 3,1 %. Наилучшие результаты показал оптимизированный профиль семейства CST, обеспечивающий оптимальное соотношение подъемной силы и аэродинамического сопротивления для рассматриваемых режимов полета БПЛА.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты; аэродинамическое профилирование; вычислительное моделирование; генетические алгоритмы; вязко-невязкое взаимодействие; многокритериальная оптимизация; параметрическая геометрия аэродинамических профилей.

ДЛЯ ЦИТИРОВАНИЯ: Катаева, Л.Ю. Оптимизация профиля крыла БПЛА на основе метода вязко-невязкого взаимодействия и генетического алгоритма / Л.Ю. Катаева, Р.М. Вольников // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2025. № 4. С. 7-20. DOI: 10.46960/1816-210X_2025_4_7 EDN: LAVLUJ

UAV WING PROFILE OPTIMIZATION BASED ON VISCOUS-INVISCID INTERACTION METHOD AND GENETIC ALGORITHM

L.Yu. KataevaORCID: 0000-0001-9217-9324 e-mail: kataeval2010@mail.ru

Nizhny Novgorod State Technical University n.a. R.E. Alekseev

Nizhny Novgorod, Russia

R.M. VolnikovORCID: **0009-0000-1446-420X** e-mail: **volnikovramil@gmail.com**

Nizhny Novgorod State Technical University n.a. R.E. Alekseev

Nizhny Novgorod, Russia

Abstract. This paper presents a comprehensive approach to optimizing the aerodynamic profiles of fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs). An integrated method that combines the advantages of viscous-inviscid interaction for efficient evaluation of aerodynamic characteristics with the capabilities of genetic algorithms for multi-criteria optimization has been developed. A fundamental distinctive feature of the proposed approach is the simultaneous consideration of three different families of parametric profiles (NACA4, CST and PARSEC), which significantly enriches the search space for optimal configurations. The developed mathematical model is based on the panel method for modeling inviscid flow and a system of integral equations for calculating boundary layer characteristics, ensuring a balance between computational efficiency and accuracy. The implemented genetic algorithm enables optimization considering various UAV operational modes, including loitering at different altitudes and cruise flight. Computational experiments demonstrate improved aerodynamic efficiency: performance increased by 4.6 % for the NACA family, 10.7 % for CST and 3.1 % for PARSEC. The optimized CST family profile showed the most significant improvement, providing an optimal ratio of lift to aerodynamic drag for the considered UAV flight modes.

Key words: unmanned aerial vehicles; aerodynamic profiling; computational modeling; genetic algorithms; viscous-inviscid interaction; multi-criteria optimization; parametric geometry of aerodynamic profiles.

FOR CITATION: L.Yu. Kataeva, R.M. Volnikov. UAV wing profile optimization based on viscous-inviscid interaction method and genetic algorithm. Transactions of NNSTU n.a. R.E. Alekseev. 2025. № 4. Pp. 7-20.

DOI: 10.46960/1816-210X_2025_4_7 EDN: LAVLUI

Введение

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) самолетного типа активно применяются для решения разнообразных задач благодаря высоким летным характеристикам, маневренности и энергоэффективности. Улучшение аэродинамического профиля крыла напрямую влияет на подъемную силу, снижение аэродинамического сопротивления и уменьшение потребляемой энергии, что расширяет область применения таких аппаратов – от аэрофотосъемки до спасательных операций и транспортировки грузов [1]. Традиционные методы расчета аэродинамических характеристик, основанные на уравнениях Навье-Стокса, обладают высокой вычислительной сложностью [2]. Ведется поиск более эффективных подходов, одним из которых является совмещенный вязко-невязкий метод. Он позволяет учитывать как вязкие, так и невязкие эффекты в потоке, что обеспечивает снижение времени расчетов без потери точности при оценке аэродинамических характеристик сложных конструкций крыла [3]. При этом градиентные методы, используемые для оптимизации профиля с помощью аналитического и численного вычисления производных, часто сходятся к локальным минимумам и требуют точного задания начального приближения [4].

В условиях сложных нелинейных зависимостей современные задачи оптимизации решаются методами популяционной оптимизации (генетические алгоритмы, методы роя частиц и дифференциальная эволюция), которые успешно осуществляют глобальный поиск по многомерному пространству параметров [5]. Генетические алгоритмы позволяют обходить локальные экстремумы и находить множество Парето-оптимальных решений, что критически важно при учете аэродинамических, конструктивных и эксплуатационных ограничений БПЛА. Дополнительное использование гибридных методов, объединяющих преимущества глобального поиска и высокой точности локальной оптимизации, способствуют повышению эффективности проектирования и сокращению временных затрат [6, 7]. Современные исследования [1, 8-13] демонстрируют, что интеграция численных методов с эволюционными алгоритмами является перспективной стратегией для оптимизации аэродинамического профиля крыла БПЛА. Такой подход позволяет не только улучшить базовые летные характеристики аппарата, но и обеспечить снижение шума, повышение устойчивости к внешним воздействиям

и экономию энергии. В ряде работ [14] описаны эффективные методики оценки аэродинамических характеристик, основанные на взаимодействии вязкого и невязкого течений, где невязкое течение анализируется с использованием конформного отображения, а вязкие эффекты определяются посредством решения интегральных уравнений пограничного слоя. Последовательное чередование решений для невязкого и вязкого течений позволяет добавлять толщину вытеснения к контуру аэродинамического профиля и разрабатывать методы изменения формы для его оптимизации. Оригинальный алгоритм для решения обратной задачи поиска угла атаки и скорости движения тела для таких режимов как барражирование, полет на крейсерской скорости и планирование предложен в работе [15].

Цель данного исследования – решение задачи многокритериальной оптимизации аэродинамических характеристик крыла БПЛА с минимальными затратами вычислительного времени. Для этого разработан интегрированный алгоритм, объединяющий возможности совмещенного вязко-невязкого метода и генетического алгоритма, что представляет значительный шаг вперед в области оптимизации профилей БПЛА самолетного типа и способствует расширению их практического применения.

Формулировка задачи оптимизации крылового профиля и методика ее решения

Целевой задачей является получение оптимального сочетания геометрических параметров, позволяющего минимизировать аэродинамическое сопротивление при одновременном обеспечении необходимого уровня подъемной силы, что достигается посредством интеграции метода вязко-невязкого взаимодействия с генетическим алгоритмом. Пусть вектор проектных переменных имеет вид $x = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, здесь параметры x_i – описывают координаты ключевых точек профиля, задаваемых с помощью различных семейств параметрических моделей, таких как NACA4, CST и PARSEC, открывая возможность задания исходной геометрии крыла с учетом специфических особенностей каждого семейства.

Рассмотрим невязкую часть потока, описываемую уравнением Лапласа:

$$\nabla^2 \varphi(r) = 0, r \in \Omega, \varphi(r) = \varphi_\infty(r) + \sum_{j=1}^N \mu_j G(r, r_j),$$

где $\varphi(r)$ – потенциал течения, представленный как сумма внешнего равномерного потока $\varphi_\infty(r)$ и вклада распределенных двойников. Выражение, где $G(r, r_j)$ представляет собой фундаментальное решение уравнения Лапласа, т.е. функцию Грина, которая описывает потенциал, создаваемый точечным источником, расположенным в точке r_j . В двумерном случае эта функция имеет вид $G(r, r_j) = \frac{1}{2\pi} \ln|r - r_j|$, а для трехмерного случая $G(r, r_j) = \frac{1}{4\pi} \ln|r - r_j|$. Она позволяет учесть вклад элементарного источника или двойника в распределение потенциала по пространству, что является базой для расчета невязких аэродинамических характеристик в панельном методе [16]. На поверхности профиля S налагается граничное условие отсутствия нормального притока, гарантирующее, что скорость потока, нормальная к поверхности крыла, равна нулю, т.е. поток не проникает в твердую поверхность (условие непроницаемой границы крылового профиля), для более точного определения распределения давления по поверхности крыла:

$$\frac{\partial \varphi(r)}{\partial n} = \frac{\partial \varphi_\infty(r)}{\partial n} + \sum_{j=1}^N \mu_j \frac{\partial G(r, r_j)}{\partial n} = 0.$$

При дискретизации поверхности S на множество контрольных точек в каждой из них формируется уравнение, в котором вклад каждого источника (двойника) выражается через умножение на соответствующий неизвестный коэффициент μ_j , определяющий вклад каждого отдельного источника (или двойника) в модель распределенного потенциала. значения μ_j подбираются так, чтобы обеспечить выполнение граничного условия отсутствия нормального

притока на поверхности профиля, т.е. чтобы суммарное воздействие всех двойников компенсировало нормальную составляющую внешнего потока. На каждой контрольной точке возникает линейное соотношение, где известная величина представлена нормальной производной внешнего потенциала, а суммарный эффект источников определяется как линейная комбинация μ_j , умноженная на найденные значения нормальных производных функции Грина. Это приводит к формированию системы линейных уравнений, решение которой позволяет определить коэффициенты μ_j , удовлетворяющие граничному условию отсутствия нормального притока по всей поверхности профиля. После решения системы определяются распределение скорости и коэффициент давления:

$$V(r) = \nabla\varphi(r) = \nabla\varphi_\infty(r) + \sum_{j=1}^N \mu_j \nabla G(r, r_j), G_p(r) = 1 - \left(\frac{|V(r)|}{V_\infty} \right)^2.$$

Для учета вязких эффектов применяется расчет пограничного слоя, позволяющий скорректировать распределение давления и на этой основе вычислить окончательные значения коэффициентов подъемной силы $C_L(x)$ и аэродинамического сопротивления $C_D(x)$.

Задача решается при $xi_{i,max}i_{min}$, $i = \overline{1, n}$, а целевая функция оптимизации с ограничением подъемной силы и гладкости профиля (непрерывность по первой и второй производным) представляется в виде:

$$\min_x J(x) = \omega_1 C_D(x) - \omega_2 C_L(x), C_L(x) \geq C_{L0}, \left| \frac{d^2\varphi(r)}{dx^2} \right| \leq \delta, x \in [a, b],$$

где ω_1, ω_2 – положительные значения, являющиеся весовыми коэффициентами, определяющие относительную важность каждого из критериев, C_{L0} – значение минимальной подъемной силы, δ – предельное значение кривизны.

Учет различных семейств параметрических профилей осуществляется посредством интеграции их характерных параметров в единый вектор переменных. Эти параметры комбинируются для генерации начальных вариантов профиля, что позволяет генетическому алгоритму проводить эволюционный поиск по расширенному пространству решений. Генетический алгоритм реализует глобальный поиск по многомерному пространству проектных параметров, имитируя эволюционные процессы (отбор, кроссовер, мутация) для формирования популяций кандидатов решения, каждому из которых с помощью описанной аэродинамической модели вычисляются целевые функции. Таким образом, интеграция точного количественного моделирования методом вязко-невязкого взаимодействия и эффективного стратегического поиска генетическим алгоритмом позволяет выявить оптимальные профили, которые удовлетворяют заданным аэродинамическим, конструктивным и эксплуатационным требованиям.

Схема интегрированного метода анализа и оценки крылового профиля с использованием метода вязко-невязкого взаимодействия и генетического алгоритма для поиска оптимального результата представлена на рис. 1.

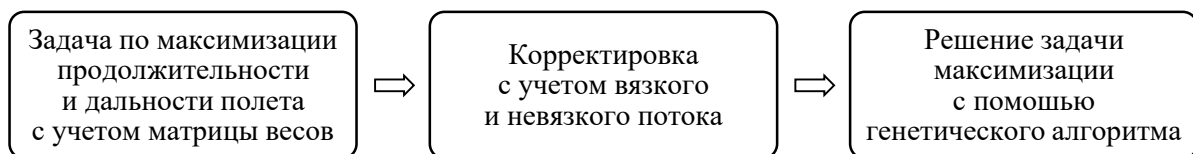


Рис. 1. Укрупненная схема предлагаемого решения

Fig. 1. A scheme of the proposed solution

Интегрированный метод в исследовании оптимизации аэродинамического профиля крыла представляет собой синтез двух мощных подходов, позволяющих добиться более точных и эффективных результатов. С одной стороны, метод вязко-невязкого взаимодействия обеспечивает детальный анализ аэродинамики крыла путем расчета потенциального поля с

использованием панельного метода, что позволяет определить распределение давления по поверхности профиля; дополнительно учитываются вязкие эффекты, такие как расчет пограничного слоя, что в итоге дает реалистичную оценку коэффициентов подъемной силы и сопротивления. С другой стороны, генетический алгоритм применяется для глобального поиска оптимального решения в многомерном пространстве параметров, имитируя эволюционные процессы, включая отбор, скрещивание и мутацию, с целью обнаружения множества Парето-оптимальных вариантов, способных обходить локальные минимумы. Интеграция этих методов позволяет на основе точной аэродинамической модели, полученной посредством метода вязко-невязкого взаимодействия, вычислять значения целевых функций, что затем используется генетическим алгоритмом для оценки пригодности каждого решения и направленного поиска оптимального профиля, отвечающего множеству заданных ограничений и критериев качества. Такой комплексный подход объединяет количественную точность моделирования и эффективный стратегический поиск в параметрическом пространстве, тем самым значительно улучшая качество проектирования крыла БПЛА и сокращая время нахождения оптимального варианта конструкции.

Каждое из семейств профилей, таких как NACA4, CST и PARSEC, обладает своими специфическими особенностями, параметрами и диапазоном возможных форм. Поэтому их одновременное использование при поиске оптимального профиля значительно увеличивает диапазон изменения геометрии крыла, позволяет комбинировать преимущества каждого семейства профилей и расширять пространство поиска оптимальных решений. При этом ограничения, характерные для отдельно взятого семейства (малое разнообразие форм или жесткая зависимость от отдельных параметров), нивелируются за счет наличия альтернативных представлений. Появляется возможность найти варианты профилей, которые недоступны в рамках одного семейства и единственного типа параметризации. Основное преимущество метода, положенного в основу программы XFOIL, состоит в том, что характер течения около профиля не постулируется, а вычисляется. Преимущества предлагаемого алгоритма, учитывающего отказ от постулирования характера течения возле профиля, показаны в табл. 1.

Таблица 1.
Новизна предлагаемого метода

Table 1.
The novelty of the proposed method

Существующие решения	Предлагаемое решение
Оценка аэродинамических характеристик с использованием уравнения Навье-Стокса	Оценка аэродинамических характеристик с использованием совмещенного вязко-невязкого метода
Ограничение числа возможных конфигураций	Поиск оптимального профиля сразу в трех типовых семействах параметрических аэродинамических профилей
Однокритериальные задачи	Соответствие сразу нескольким критериям в рамках одного условия и одного параметра оптимизации

В результате подобная стратегия генерирует широкий спектр вариантов профилей, что способствует более точной настройке и улучшению летных характеристик аппарата в процессе оптимизации. Методика расчета профиля с учетом пограничного слоя может рассматриваться в качестве эталонной при тестировании современных CFD-методов и моделей турбулентности.

Результаты исследования и их обсуждение

Для оценки профиля крыла была создана таблица режимов полета. Каждый режим оценивался по его относительной важности. Любой параметр характеристик профиля затем определяется как средневзвешенное значение этого параметра с учетом весов в табл. 2 и 3.

Таблица 2.

Веса при режиме полета в стационарном состоянии для удержания точки

Table 2.

Weights in the flight mode in a stationary state to hold the point

№	Полетный режим	Высота	Скорость	Число Маха	Число Рейнольдса (106)	Вес
1	Low Alt. Loiter	5	35	0.109	1.93	0.20
2	Medium Alt. Loiter	10	40	0.134	1.38	0.50
3	High Alt. Loiter	15	45	0.153	0.75	0.30

Таблица 3.

Веса при полете с постоянной скоростью

Table 3.

Weights during flight at constant speed

№	Полетный режим	Высота	Скорость	Число Маха	Число Рейнольдса (106)	Вес
1	Medium Alt. Cruise	10	110	0.367	3.81	0.60
2	High Alt. Cruise	15	110	0.373	1.84	0.40

Двумя наиболее важными параметрами являются коэффициенты подъемной силы и сопротивления. Согласно теории тонкого крыла, коэффициенты подъемной силы c_l и сопротивления c_d являются функцией угла атаки α крыла относительно набегающего потока. Необходимо отметить, что эти два параметра не отражают всей картины. На практике имеют место индуктивное сопротивление, а также уменьшение подъемной силы из-за завихрений на концах крыла. Учитывая эллиптическое распределение подъемной силы, можно скорректировать коэффициенты подъемной силы и сопротивления:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho S V^2} = \frac{c_l}{1 + \frac{c_l}{1 + \pi e AR}}, C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho S V^2} = c_d + \frac{c_l^2}{\pi e AR},$$

где L – подъемная сила, ρ – плотность набегающего потока, V – скорость набегающего потока, S – площадь крыла, e – число эффективности Освальда (обычно 0,80-0,95), AR – удлинение крыла или соотношение сторон крыла, определяемое как отношение квадрата размаха крыла к площади формы в плане, D – аэродинамическое сопротивление. Для прямоугольного крыла соотношение сторон представляет собой просто размах крыла, разделенный на длину хорды.

Для оценки продолжительности (E) и дальности полета (R) БПЛА самолетного типа можно на основе формулы Бреге:

$$E = \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \sqrt{2\rho S} \left(\frac{1}{\sqrt{W_f}} - \frac{1}{\sqrt{W_i}} \right), R = \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right),$$

где c_p – удельный расход топлива, η_p – КПД винта, W_i – начальный вес самолета, W_f – конечный вес самолета, C_L и C_D – коэффициенты подъемной силы и сопротивления соответственно.

От профиля крыла зависят C_L и C_D , поэтому необходимо обратить внимание на $\frac{C_L}{C_D}$ и $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$.

При реализации предполагалось, что 80 % времени полета БПЛА будет в режиме удержания, а 20 % времени полета – в крейсерском режиме. Тогда целевая функция принимает вид:

$$\min_x J(x) = \frac{4}{5} \left(\sum_{i=1}^{N_E} \omega_{E,i} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)^{-1} + \frac{1}{5} \left(\sum_{i=1}^{N_R} \omega_{R,i} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)^{-1},$$

где N_E и N_R – количество режимов полета для продолжительности и дальности полета, подлежащих оценке, $\omega_{E,i}$ и $\omega_{R,i}$ – соответствующие веса из табл. 1 и 2, x – вектор параметров, который используется для определения данного параметрического семейства профилей, их толщины для профиля серии NASA4 с учетом валидных границ этого набора параметров.

Для внешних потоков с достаточно большим числом Рейнольдса ($Re > 100,000$) допускается, что поток за пределами небольшой области вблизи поверхности стенки является невязким. Затем определяется потенциальная функция $\varphi(x; y; z)$, которая удовлетворяет требованиям сохранения массы и импульса. Предполагается также, что поток стационарный, невязкий, безвихревой и несжимаемый. Компоненты скорости \vec{V} определяются по формуле:

$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x}, v = \frac{\partial \varphi}{\partial y}, w = \frac{\partial \varphi}{\partial z}$$

С учетом предположения о несжимаемости потока, уравнение неразрывности имеет вид $V(r) = \nabla \vec{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0$, а с учетом компонентов скорости получаем уравнение Лапласа: $\nabla^2 \varphi(r) = 0$.

Панельный метод

Теория тонкого профиля не работает для толстых, сильно изогнутых, состоящих из нескольких частей или произвольных секций профиля. Чтобы нивелировать эту проблему, используется панельный метод [17], где контур крылового профиля разбивается на отдельные панели (рис. 2).

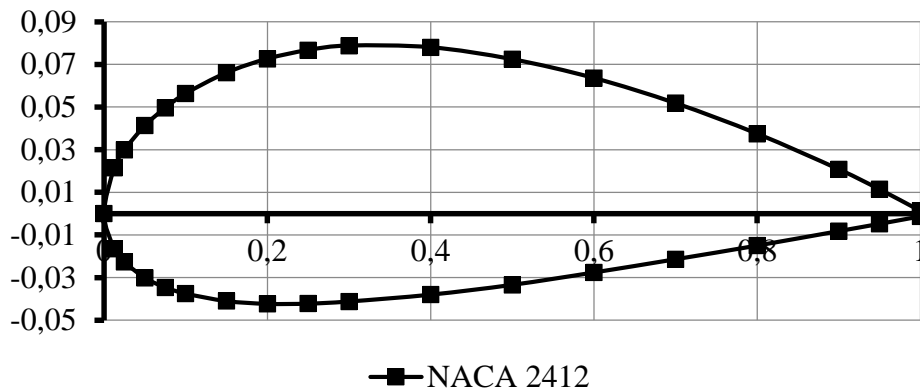


Рис. 2. Разделение профиля крыла на панели

Fig. 2. Division of the wing profile into panels

Геометрия профиля аппроксимируется N отрезками линий, называемыми панелями. Каждой из них присвоены источник (q) и вихрь (γ). Потенциальная функция скорости выражается путем наложения набегающего потока, распределения источников и распределения вихрей:

$$\varphi = V_{\infty}(x \cos(\alpha) + y \sin(\alpha)) + \sum_{j=1}^N \int_j^N \left(\frac{q_j}{2\pi} \ln(r) - \frac{\gamma}{2\pi} \theta \right) ds.$$

Потенциал скорости, обусловленный источником и вихревым распределением, интегрируется по j -му элементу панели длиной ds , где r – расстояние между элементом и наблюдателем, а θ – угол, образуемый r с осью x . Затем это значение суммируется по всем N элементам панели. О распределении вихрей и источников сделаны следующие предположения.

1. Мощность источника постоянна на каждой панели, каждая панель имеет разную мощность источника, сила вихря постоянна и одинакова на всех панелях.

2. Панель j имеет начальную точку (x_i, y_i) и конечную точку (x_{i+1}, y_{i+1}) .

3. Каждая панель имеет несколько важных параметров, используемых при расчете силы источников и вихря. Этими параметрами являются расположение средней точки панели или контрольный узел $(\bar{x}_j, \bar{y}_j) = \left(\frac{x_i+x_{i+1}}{2}, \frac{y_i+y_{i+1}}{2}\right)$ и предполагается, что именно здесь действуют все источники и вихри. Длина панели $l_j = \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}$ и угол ее ориентации $\sin(\theta_j) = \frac{y_{i+1}-y_i}{l_j}$ и $\cos(\theta_j) = \frac{x_{i+1}-x_i}{l_j}$.

На следующем этапе определяется сила распределенных источников и вихрей, и на их основе находится значение тангенциальных скоростей в каждой контрольной точке. Исходя из этого, используется уравнение Бернулли для определения распределения давления.

$$p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 = p_i + \frac{1}{2} 2 \rho V_{t,i}^2, C_{p,i} = 1 - \left(\frac{V_{t,i}}{V_\infty}\right)^2.$$

Для областей вблизи поверхности стенки предположение о безвихревом и невязком течении уже не выполняется. Поэтому необходимо решать уравнения вязкого пограничного слоя. Классическая форма уравнения пограничного слоя Прандтля и сокращенная форма уравнения неразрывности для несжимаемого пограничного слоя:

$$u_1 \frac{\partial u_1}{\partial x_1} + u_2 \frac{\partial u_1}{\partial x_2} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_1} + \nu \frac{\partial^2 u_1}{\partial x_2^2}, \frac{\partial u_1}{\partial x_1} + \frac{\partial u_2}{\partial x_2} = 0,$$

где индексы 1 и 2 обозначают координату, параллельную и нормальную к поверхности стены соответственно, а градиент давления может быть найден из уравнения Бернулли $\frac{\partial p}{\partial x_1} = -\rho U_\infty \frac{dU_\infty}{dx_1}$ получаем $\frac{d\theta}{dx_1} + (H + 2) \frac{\theta}{U_\infty} \frac{dU_\infty}{dx_1} = \frac{C_f}{2}$.

Для сжимаемого пограничного слоя имеем уравнения в виде:

$$\frac{d\theta}{dx_1} + (2 + H + M_e^2) \frac{\theta}{U_\infty} \frac{dU_\infty}{dx_1} = \frac{C_f}{2}, \theta \frac{dH^*}{dx_1} + (2H^{**} + H^*(1 - H)), \frac{\theta}{U_\infty} \frac{dU_\infty}{dx_1} = 2C_{Di} - H^* \frac{C_f}{2},$$

где M_e^2 – число Маха на границе пограничного слоя, C_{Di} – коэффициент диссипации, θ – угол, образуемый τ с осью x , H – отношение толщины вытеснения к импульсной толщине, H^* – отношение энергетической толщины к импульсной толщине пограничного слоя. Коэффициент диссипации, кинетическая энергия и плотность для сжимаемого потока определяются аналогично их несжимаемым аналогам.

Для однопараметрических профилей Фолкнера-Скан и ламинарного закрытия известны эмпирические корреляционные зависимости для расчета параметров пограничного слоя или фрикционных характеристик обтекания:

$$Re_\theta \frac{C_f}{2} = \begin{cases} -0,067 + 0,01977 \frac{(7,4-H_k)^2}{H_k-1}, & H_k \leq 7,4 \\ -0,067 + 0,022 \left(1 - \frac{1,4}{H_k-6}\right)^2, & H_k \geq 7,4 \end{cases}$$

$$Re_\theta \frac{2C_{Di}}{H^*} = \begin{cases} 0,207 + 0,00205(4 - H_k)^{5,5}, & H_k \leq 4 \\ 0,207 - 0,003 \frac{(H_k-4)^2}{(1+0,02(H_k-4)^2)}, & H_k \geq 4 \end{cases}$$

$$H^{**} = \left(\frac{0,064}{H_k - 0,8} + 0,251\right) M_e^2,$$

где H^{**} – диссипативный формпараметр, H_k – кинематический параметр, M_e^2 – число Маха на границе пограничного слоя, r – расстояние между элементом панели и наблюдателем.

Применение генетического алгоритма к решению поставленной задачи

Для решения несложных задач оптимизации профиля с использованием параболического уравнения можно найти корни производной функции. Для более сложных задач можно использовать поиск с помощью множителей Лагранжа. В рассматриваемой задаче такие под-

ходы неприменимы, потому что уравнения, определяющие характеристики профиля в зависимости от геометрии профиля, совместно решить непросто. Поэтому был выбран метод оптимизации на основе генетического алгоритма (ГА). Применительно к задаче оптимизации профиля крыла БПЛА самолетного типа включает в себя следующие семь этапов (рис. 3).

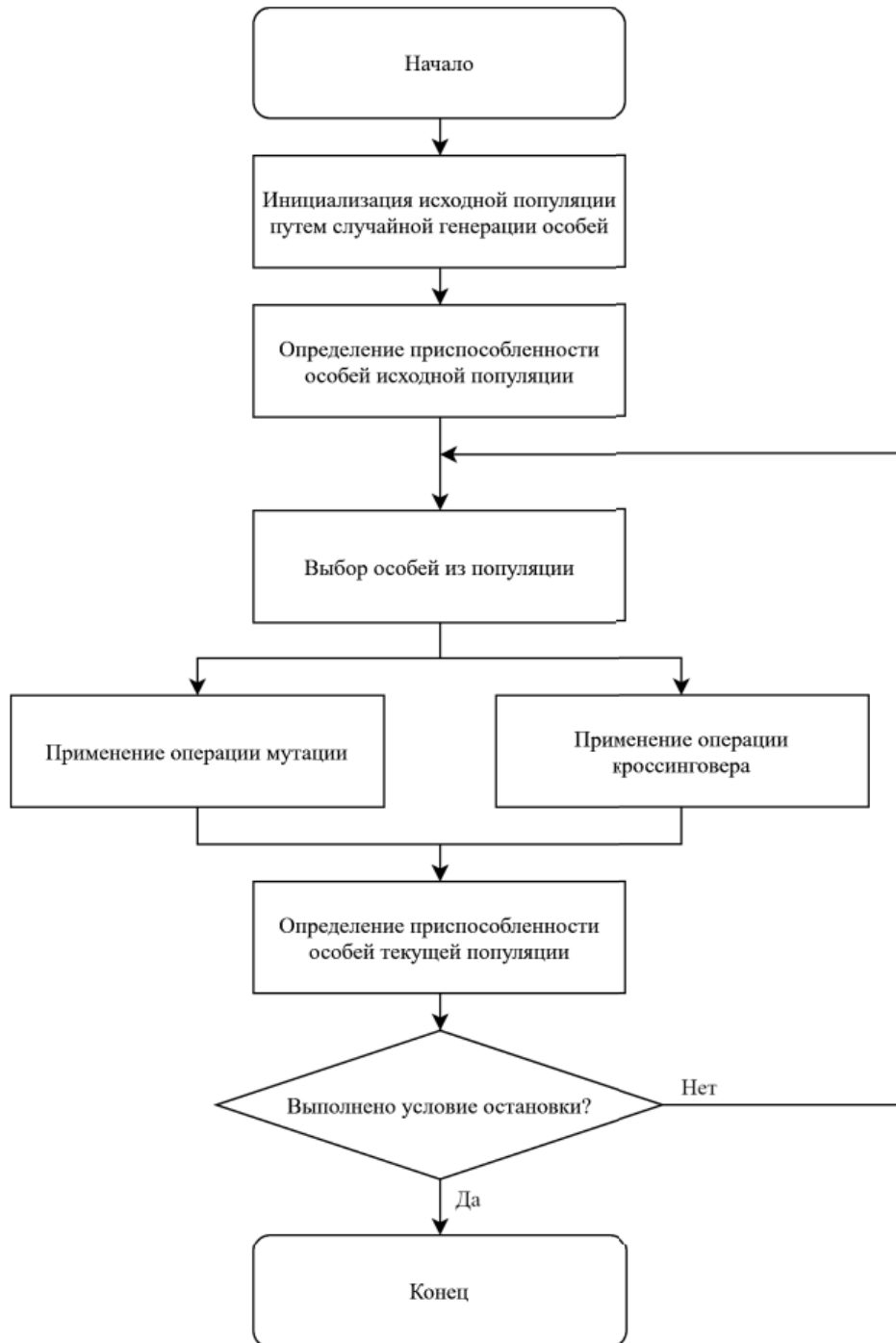


Рис. 3. Этапы работы генетического алгоритма

Fig. 3. Genetic algorithm

1. *Инициализация популяции*: создается начальная популяция возможных решений (воздушных профилей), которые могут быть представлены в виде хромосом (например, набор параметров, определяющих форму крыла).

2. *Оценка приспособленности*: каждое решение оценивается по функции приспособленности, которая может учитывать такие параметры, как подъемная сила, сопротивление, стабильность и другие аэродинамические характеристики.
3. *Селекция*: на основе значений функции приспособленности выбираются лучшие решения для дальнейшего размножения. Это может быть реализовано с помощью различных методов, таких как турнирный отбор или отбор по рулетке.
4. *Скрещивание (кроссовер)*: избранные решения комбинируются для создания новых хромосом. Это может происходить путем обмена генами между родительскими хромосомами, что позволяет создавать новые варианты профилей.
5. *Мутация*: в новых хромосомах могут случайным образом изменяться некоторые параметры, что способствует разнообразию популяции и предотвращает преждевременное сходимость к локальным минимумам.
6. *Замена*: новые хромосомы заменяют часть старой популяции, и процесс повторяется с шагов 2-5, пока не будет достигнуто заданное условие остановки (например, максимальное количество поколений или достижение определенного уровня приспособленности).
7. *Выбор лучшего решения*: после завершения итераций выбирается наилучший воздушный профиль, который соответствует заданным критериям оптимизации.

Подбор входных параметров для генетического алгоритма (ГА) является важным этапом, который может существенно повлиять на эффективность и качество решения. Параметры оптимизации, задаваемые как функции от n количества параметров для данного семейства профилей, были выбраны на основе эмпирических оценок из литературы и представлены в табл. 4. Алгоритм завершает работу, когда создано максимальное количество поколений или достигнут удовлетворительный уровень приспособленности популяции, и он позволяет эффективно исследовать все пространство возможных решений и находить профили, оптимальные или близкие к оптимальным.

Таблица 4.

Входные параметры для генетического алгоритма

Table 4.

Input parameters for the genetic algorithm

Параметр	Значение
Численность популяции	$10n$
Эталонная численность	$0,05n$
Скорость мутации	0,03
Скорость скрещивания	0,75

Подбор числа эталонной численности (размера популяции) для генетического алгоритма (ГА) является важным аспектом, который может существенно повлиять на эффективность алгоритма и качество получаемых решений. Далее изложены семь рекомендаций и подходов для выбора этого параметра.

1. *Опыт и эмпирические данные*: часто размер популяции подбирается на основе предыдущего опыта и эмпирических данных для аналогичных задач. В литературе по ГА можно найти рекомендации по размеру популяции для различных типов задач.
2. *Сложность задачи*: для более сложных задач, где пространство решений велико и разнообразно, может потребоваться большая популяция для обеспечения достаточного разнообразия. В то же время для простых задач может быть достаточно меньшего размера популяции.
3. *Баланс между качеством и вычислительными затратами*: большая популяция может привести к более качественным решениям, но также увеличивает вычислительные затраты и время выполнения. Необходимо найти компромисс между качеством решения и временем, которое вы готовы потратить на вычисления.

4. *Пробные запуски*: рекомендуется проводить несколько пробных запусков с различными размерами популяции, чтобы оценить, как это влияет на результаты. Можно использовать метод проб и ошибок для нахождения оптимального размера.
5. *Адаптивные методы*: некоторые алгоритмы используют адаптивные подходы, где размер популяции меняется в процессе работы алгоритма в зависимости от текущего состояния популяции и качества решений.
6. *Статистические методы*: можно использовать статистические методы для анализа влияния размера популяции на результаты. Например, можно провести серию экспериментов с различными размерами популяции и проанализировать, как это влияет на среднюю приспособленность и разнообразие решений.
7. *Рекомендации по диапазону*: обычно размер популяции выбирается в диапазоне от $0,02n$ до $0,2n$ особей.

Для внешних потоков с достаточно большим числом Рейнольдса допускается, что поток за пределами небольшой области вблизи поверхности стенки является невязким. Оптимизация методом генетического алгоритма оценила тысячи различных возможных параметрических конфигураций профиля для трех основных семейств профилей с целью минимизации целевой функции так, чтобы летно-технические характеристики были максимальными в соответствии с их взвешенной важностью.

В описываемом подходе, в отличие от традиционного, при поиске оптимального решения оценивается каждый профиль-кандидат по ряду взвешенных условий по их важности, и затем осуществляется поиск лучшего кандидата, который соответствует максимальным дальности и выносливости. Для сравнения была посчитана целевая функция для исходных профилей (табл. 5). Все три финальных профиля имеют относительно схожие показатели производительности (табл. 6), несмотря на различия в их геометрии. Из рис. 4 видно, что все три профиля имеют асимметричную конструкцию с сильным изгибом.

Таблица 5.

Показатели производительности исходных профилей

Table 5.

Performance metrics of the original profiles

Профиль	Оценка
NACA	0.034742
CST	0.036004
PARSEC	0.035872

Таблица 6.

Показатели производительности оптимизированных профилей

Table 5.

Performance metrics for optimized profiles

Профиль	Оценка
NACA	0.033193
CST	0.032511
PARSEC	0.034791

Изначально исходный профиль CST (рис. 4) получил наименьшую объективную оценку и не удовлетворил заданным критериям (целевой функции) на основе матрицы весов для каждого режима полета. Однако его полученная на основе предлагаемого алгоритма оптимизированная форма стала лучшей (рис. 5), а оптимизация остальных профилей привела к профилям, имеющим большую подъемную силу. Поэтому индуцированное сопротивление было увеличено, что впоследствии снизило общие характеристики. Таким образом, профиль

геометрии CST имел более низкий коэффициент сопротивления сечения при всех рассматриваемых условиях, что привело к лучшему набору оценок. Это делает профиль CST наиболее оптимальным выбором для проектирования БПЛА типа HALE («Атмосферный спутник»).

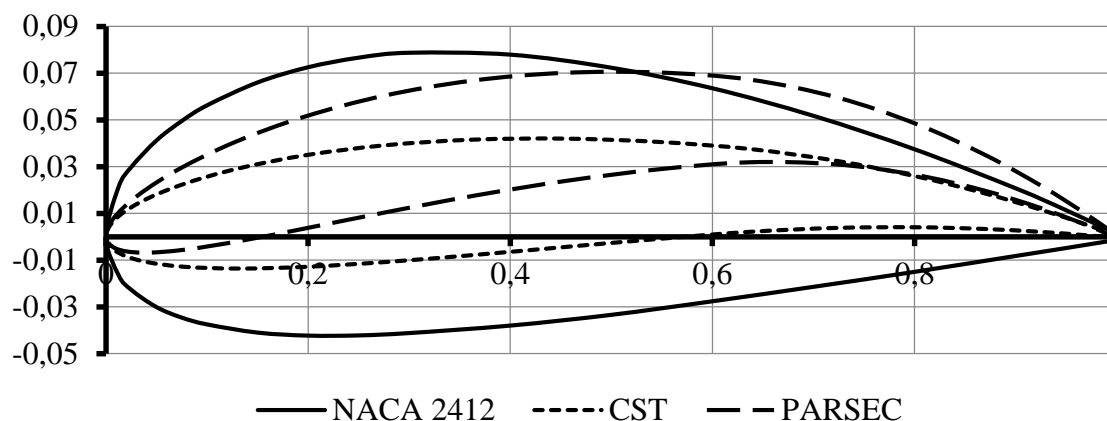


Рис. 4. Рассматриваемые профили

Fig. 4. Considered Profiles

Дальность и продолжительность полета напрямую зависят от коэффициентов подъемной силы и сопротивления. Данные параметры стали ключевыми. Главная идея заключалась в увеличении подъемной силы и снижении сопротивления. Также была введена условная матрица весов для каждого режима полета. Приведенный подход не требует детальной проработки со стороны технической части. Это позволяет быстро и эффективно найти профиль крыла хотя бы на этапе грубой оптимизации.

Полученные в ходе оптимизации образцы профилей крыла обладают лучшими показателями по сравнению с классическими. Для семейства NACA производительность повысилась на 4,6 %, для CST – на 10,7 %, а для PARSEC – на 3,1 %. Это подтверждает эффективность предложенного подхода, а также перспективу дальнейшего совершенствования БПЛА. Предложенный алгоритм упрощает процесс оптимизации и применим для учета более широкого диапазона параметров.

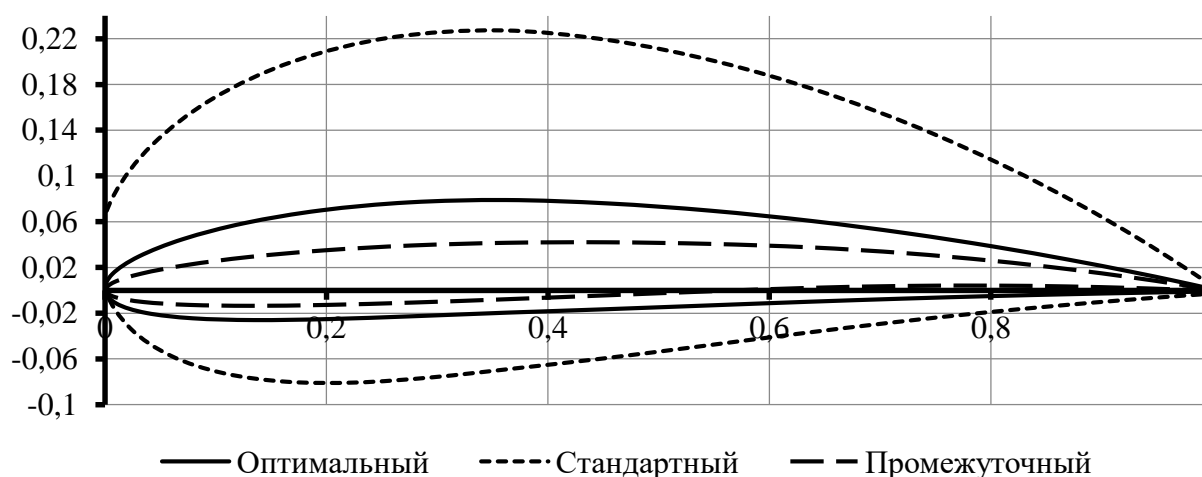


Рис. 5. Оптимизированный профиль семейства CST

Fig. 5. Optimized CST family profile

Библиографический список

1. **Lashari, H.N.** Applications of unmanned aerial vehicles: a review / H.N. Lashari, H.M. Ali, S.-U.-R. Massan // *3C Tecnología – Glosas de innovación aplicadas a la pyme.* – 2019. – DOI: 10.17993/3ctecno.2019.specialissue3.85-105
2. **Anderson, J.D.** Fundamentals of Aerodynamics / John D. Anderson, Jr. – 7th ed. – NY.: McGraw-Hill, 2010. – 1131 p.
3. **Hess, D.L.** Comparison of Several Computational Methods for the Determination of Airfoil Characteristics / D.L. Hess, M.A. Smith – NASA Report, 1967. [Электронный ресурс] URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680016443/downloads/19680016443.pdf> (дата обращения 11.04.2025).
4. **Goldberg, D.E.** Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning. – Boston: Addison-Wesley, 1989. – 413 p.
5. **Deb, K.** Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms / K. Deb. – NY.: Wiley, 2001. – [Электронный ресурс] URL: <http://www.iitk.ac.in/kangal/deb.htm> (дата обращения 11.04.2025).
6. **Hoeijmakers H.W.M.** Panel Methods in Aerodynamics; Some Highlights // Ballmann J., Eppler R., Hackbusch W. (eds) Panel Methods in Fluid Mechanics with Emphasis on Aerodynamics. Notes on Numerical Fluid Mechanics. Vol. 21. – Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 1988. – DOI: 10.1007/978-3-663-13997-3_1
7. **Ogedengbe, I.I.** Multi-objective Optimization of Subsonic Glider Wing Using Genetic Algorithm / I.I. Ogedengbe, M.A. Akintunde, O.A. Dahunsi et al // *Int. J. Intelligent Systems and Applications (IJISA).* – 2022. – Vol. 14, No. 2. – С. 14-25. – DOI: 10.5815/ijisa.2022.02.02
8. **Bliaimis, C.** Aerodynamic and stability analysis of a VTOL flying wing UAV / C. Bliaimis, I. Zacharakis, P. Kaparos, K. Yakinthos // *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* – 2021. – Vol. 1024, 012039. – DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/
9. **Amoiralis, E.** Energy Efficiency Optimization in UAVs: A Review / E. Amoiralis, M. Tsili, V. Spathopoulos, A. Hatziefremidis // *Mater. Sci. Forum.* – 2014. – Vol. 792, Pp. 281–286. – DOI: 10.4028/www.scientific.net/MSF.792.281
10. **Lee, D.** Comparison of Numerical Methods Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Number / D. Lee, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii // *Journal of Aircraft.* – 2015. – Vol. 52, Pp. 296–306. – DOI: 10.2514/1.C032721
11. **Lee, J.** Experimental Investigation of Noise Reduction in UAV Airfoils by Passive Trailing-Edge Modification / J. Lee, H. Kim // *Appl. Acoustics.* – 2021. – Vol. 175. Article 107482. – DOI: 10.1016/j.apacoust.2021.107482
12. **Maunder, M.D.** A comparison of theoretical methods for predicting airfoil aerodynamic performance / M.D. Maunder, J.G. Coder // *J. Aviation.* – 2014. – Vol. 51. – Pp. 183-191.
13. **Maunder, M.D.** Design and testing of a winglet airfoil for low-speed aircraft / M.D. Maunder, T.S. Swan, S.M. Willits // *J. Aviation.* – 2001. – Vol. 39. – Pp. 654-661.
14. **Катаева, Л.Ю.** Поиск оптимальных режимов полета тела на основе аппроксимации результатов CFD-моделирования / Л.Ю. Катаева, Д.А. Масленников, С.В. Михалев, Н.Н. Киселева // *Труды НГТУ им. П.Е. Алексеева.* – 2019. – № 4 (127). – С. 27-35. – DOI 10.46960/1816-210X_2019_4_27.
15. **Никифоров, В.М.** Метод расчета отрывного обтекания крылового профиля с механизацией при малых скоростях // *Ученые записки ЦАГИ.* – 1993. – Т. 24. № 1. – С. 157-162.
16. **Марданов, Р.Ф.** Об одном подходе к проектированию многоэлементного крылового профиля // *Аэромеханика и газовая динамика.* – 2003. – № 2. – С. 31-36.

References

1. Lashari H.N., Ali, H. M. and Massan S.-U.-R. 2019. “Applications of Unmanned Aerial Vehicles: A Review”. *3C Tecnología – Glosas de innovación aplicadas a la pyme, Special Issue 3*. <https://doi.org/10.17993/3ctecno.2019.specialissue3.85-105>.
2. Anderson John D., Jr. 2010. *Fundamentals of Aerodynamics*. 7th ed. New York: McGraw-Hill.
3. Baker C.J., Smith A.R., Johnson B.N. and Williams D.K. 2015. “A Combined Viscous-Inviscid Method for the Analysis of Complex Aerodynamic Shapes”. *Journal of Aircraft* 52 (4): 1234-45.
4. Hess D.L. and M.A. Smith. 1967. *Comparison of Several Computational Methods for the Determination of Airfoil Characteristics*. NASA Report. Accessed April 11, 2025.

- <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680016443/downloads/19680016443.pdf>.
5. Goldberg David E. 1989. *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*. Boston: Addison-Wesley.
 6. Deb K. 2001. *Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms*. New York: Wiley. Accessed April 11, 2025. <http://www.iitk.ac.in/kangal/deb.htm>.
 7. Hoeijmakers H.W.M. 1988. "Panel Methods in Aerodynamics; Some Highlights". In *Panel Methods in Fluid Mechanics with Emphasis on Aerodynamics*, edited by J. Ballmann, R. Eppler, and W. Hackbusch, 1-22. Notes on Numerical Fluid Mechanics, vol. 21. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag. https://doi.org/10.1007/978-3-663-13997-3_1.
 8. Ogedengbe I.I., Akintunde M.A., Dahunsi O.A. [et al.]. 2022. "Multi-objective Optimization of Subsonic Glider Wing Using Genetic Algorithm». *International Journal of Intelligent Systems and Applications (IJISA)* 14 (2): 14-25. <https://doi.org/10.5815/ijisa.2022.02.02>.
 9. Bliamis C., Zacharakis I., Kaparos P. and Yakinthos K. 2021. "Aerodynamic and Stability Analysis of a VTOL Flying Wing UAV". *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 1024: 012039. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1024/1/012039>.
 10. Amoiralis E., Tsili M., Spathopoulos V. and Hatziefremidis A. 2014. "Energy Efficiency Optimization in UAVs: A Review". *Materials Science Forum* 792: 281-86. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.792.281>.
 11. Lee D., Nonomura T., Oyama A. and Fujii K. 2015. "Comparison of Numerical Methods Evaluating Airfoil Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Number". *Journal of Aircraft*, 52: 296–306. <https://doi.org/10.2514/1.C032721>.
 12. Lee J. and Kim H. 2021. "Experimental Investigation of Noise Reduction in UAV Airfoils by Passive Trailing-Edge Modification". *Applied Acoustics*, 175: 107482. <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2021.107482>.
 13. Maumer M.D. and Coder J.G. 2014. "A Comparison of Theoretical Methods for Predicting Airfoil Aerodynamic Performance". *Journal of Aviation* 51: 183-91.
 14. Maumer M.D., Swan T.S. and Willits S.M. 2001. "Design and Testing of a Winglet Airfoil for Low-Speed Aircraft". *Journal of Aviation* 39: 654-61.
 15. Kataeva L.Yu., Maslennikov D.A., Mikhalev S.V. and Kiseleva N.N. 2019. "Poisk optimal'nykh rezhimov poleta tela na osnove approksimatsii rezul'tatov CFD-modelirovaniia". [Searching for Optimal Body Flight Modes Based on Approximation of CFD Modeling Results]. *Trudy NGTU im. R.E. Alekseeva* [Proceedings of Alekseev Nizhny Novgorod State Technical University], no. 4 (127): 27-35. https://doi.org/10.46960/1816-210X_2019_4_27.
 16. Nikiforov V.M. 1993. "Metod rascheta otryvnogo obtekaniia krylovogo profilja s mekhanizatsiei pri malykh skorostiakh". [A Method for Calculating Separated Flow Around an Airfoil with High-Lift Devices at Low Speeds]. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal] 24 (1): 157-62.
 17. Mardanov R.F. 2003. "Ob odnom podkhode k proektirovaniu mnogoelementnogo krylovogo profilja". [On One Approach to the Design of a Multi-Element Airfoil]. *Aeromekhanika i gazovaia dinamika* [Aeromechanics and Gas Dynamics], no. 2: 31-36.

**Дата поступления
в редакцию: 23.06.2025**

**Дата принятия
к публикации: 30.10.2025**