

Научная статья

УДК 533.662.2, 533.692.4

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182557>

МЕТОДИКА РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ, ОСНОВАННЫХ НА РЕШЕНИИ УРАВНЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА

Александр Валерьевич Лысенков¹, Василий Викторович Ореховский^{2✉}, Егор Вячеславович Кажан³,
Михаил Александрович Бугаев⁴

^{1, 2, 3, 4} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия

¹ aleksandr.lysenkov@tsagi.ru

² vasamat@yandex.ru ✉

³ erop.kazhan@tsagi.ru

⁴ a.chevagin@tsagi.ru

Аннотация. Основная задача работы – разработка методики оптимизации профилей для повышения аэродинамических характеристик (АДХ) по сравнению с профилями ЦАГИ серии П10х, спроектированными для воздушных винтов (ВВ). С использованием методики будет создана база АДХ аэродинамических профилей, которая в дальнейшем может быть использована для проектирования лопастей ВВ. В статье представлена методика расчета АДХ профилей. Проведен обзор работ по оптимизации формы профилей. Описано построение оптимизационных циклов, параметризация геометрии винтовых профилей. Используется автоматическое построение структурированных расчетных сеток. В качестве оптимизационного алгоритма выбран генетический с последующим уточнением решения с использованием градиентного.

Ключевые слова: аэродинамический профиль, методика расчета, оптимизация профилей для воздушных винтов, генетический алгоритм

Благодарности: авторы выражают благодарность А.Л. Болсуновскому за ценные рекомендации по работе, С.Г. Игнатьеву за практическую помощь и коллективу ЦАГИ за программный комплекс EWT-ЦАГИ и методические наработки.

Для цитирования: Лысенков А.В., Ореховский В.В., Кажан Е.В., Бугаев М.А. Методика расчета аэродинамических характеристик и оптимизация профилей для воздушных винтов с использованием численных методов, основанных на решении уравнений Рейнольдса // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 23–33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182557>

Original article

A TECHNIQUE FOR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS COMPUTING AND PROFILE OPTIMIZATION FOR AIR PROPELLERS BY NUMERIC METHODS BASED ON SOLVING REYNOLDS EQUATIONS

Aleksandr V. Lysenkov¹, Vasilii V. Orekhovskii^{2✉}, Egor V. Kazhan³, Mikhail A. Bugaev⁴

^{1, 2, 3, 4} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹aleksandr.lysenkov@tsagi.ru²vasamat@yandex.ru³erop.kazhan@tsagi.ru⁴a.chevagin@tsagi.ru

Abstract

The basic goal of the presented work consists in developing the profiles optimization technique to improve the aerodynamic performance compared to the TsAGI profiles of the P-series, specially designed for the air propellers. The technique consists of geometric construction, computational grid generation, computational method and processing of the results. The article demonstrates that this technique allows computing the shapes characteristics up to the modes with significant nonlinear behavior of characteristics. With the new technique application, the database of aerodynamic foils will be created for various modes, which may be employed further the air propellers blades designing.

The article presents the technique for foils performance computing employing automated process of the structured computational grid developing. A review of articles on the foils shapes optimization has been performed. The article describes elaboration of optimization cycles and variable parameters, which are being used for the Bezier curves generation to obtain the propeller profiles.

A distinctive feature of the propeller profiles is their belonging to some sort of a family allowing unambiguously specifying the required concavity, which will correspond to the relative thickness in a particular blade section. The dependence of the relative blade thickness on the radius is being determined by to the blade material.

The foils optimization was performed with the following variable parameters: the profile geometric parameters (their number varies from 11 to 19) and the angle of attack α . A genetic algorithm with subsequent solution refinement by the gradient method is selected as a main optimization algorithm. The optimization problem consists in obtaining the profile geometry with minimal aerodynamic drag C_{xa} at a given mode (Re , M , α), and the lifting force C_{ya} value, which is the lower bound. The aerodynamic quality with a negative sign was selected as an objective function.

The authors obtained geometries of the singular-length foils with a thickness of $c = 5.9\%$ at various optimizations, namely a single-mode, dual-mode and multi-mode. Multi-mode optimization was performed in three main modes characteristic for air propellers: takeoff, climbing and cruise mode.

The multi-mode optimization proved to be the best. It allowed gaining the highest aerodynamic quality augmentation compared to the P-107-5.9 TsAGI foils. With the same values of the lift coefficient C_{ya} , the increase in ΔK was $+46.5\%$ for takeoff ($M = 0.739$) and $+14.2\%$ for climbing ($M = 0.427$).

Keywords: aerodynamic foil, computational technique, profiles optimization for air propellers, genetic algorithm

Acknowledgements: the authors express their gratitude to A.L. Bolsunovsky for his valuable recommendations concerning this work, S.G. Ignatiev for his practical assistance and TSAGI team for their EWT-TSAGI software complex and methodological elaborations.

For citation: Lysenkov A.V., Orekhovskii V.V., Kazhan E.V., Bugaev M.A. A Technique for Aerodynamic Characteristics Computing and Profile Optimization for Air Propellers by Numerical Methods Based on Solving Reynolds Equations. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 23–33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182557>

Введение

Для решения вновь возникающих транспортных задач требуется повышение крейсерской скорости летательных аппаратов (ЛА) [1] и эффективности элементов силовой установки [2]. В настоящее время для аэродинамического проектирования воздушных винтов (ВВ) используют разработанные в ЦАГИ профили с известными характеристиками, такие как П105, П106, П107, П108 [3], позволяющие получить высокие аэродинамические характеристики (КПД на крейсерском режиме, взлетную тягу) для ЛА, имеющих умеренные скорости крейсерского полета. Для разработки перспективных саблевидных ВВ для ЛА с большей скоростью и

высотой полета, для ВВ с высоким значением коэффициента полезного действия (КПД) требуются новые профили с заданными аэродинамическими характеристиками (АДХ) в широком диапазоне режимов работы.

Одним из способов проектирования профилей является многопараметрическая оптимизация. Параметры оптимизации, или варьируемые параметры, — это признаки, по набору которых выполняется оптимизация. Целевая функция — это вещественная, или целочисленная, функция нескольких переменных, подлежащая оптимизации (минимизации или максимизации) в целях решения некоторой оптимизационной задачи [4].

Задачи, в которых оптимизацию производят по нескольким параметрам, называют многопараметрическими. Многокритериальная оптимизация – процесс одновременной оптимизации двух или более конфликтующих целевых функций в заданной области определения [5]. Многорежимная оптимизация – оптимизация, при которой итоговое значение целевой функции

$$f_{\text{цел}} = \sum_1^N w_i f_i$$

определяется суперпозицией целевых функций f_i на каждом из режимов (N шт.) с неким весовым коэффициентом w_i :

$$\sum_1^N w_i = 1.$$

Пример оптимизации винта с улучшением акустических характеристик описан в работе [6]. Для уменьшения вычислений может производиться оптимизация только профилей.

В работе [7] расчет профиля осуществляется панельным методом с использованием теории пограничного слоя и эмпирической модели отрывной зоны с условием постоянства давления от точки отрыва до задней кромки. Целевая функция задавалась в виде $f_{\text{цел}} = w_1 C_{ya_{\text{max}}} + w_2 (\alpha_{\text{кр}} - \alpha_0)$ и позволяла регулировать характер несущих свойств профиля (w_1, w_2 – весовые коэффициенты; $\alpha_{\text{кр}}$ – угол атаки, соответствующий максимальному коэффициенту подъемной силы $C_{ya_{\text{max}}}$; α_0 – угол атаки, при котором $C_{ya} = 0$). Оптимизация проводилась с помощью генетического алгоритма. Оптимизационные методы можно условно разделить на градиентные методы (метод Ньютона, COBYLA и др.) и безградиентные (методы группы Монте-Карло, суррогатные модели, генетические алгоритмы и др.) [10]. Генетические алгоритмы (ГА) – класс методов глобальной оптимизации, симулирующих процесс естественной эволюции. Подробно различные виды ГА изложены в работах [10, 11]. Алгоритм работы ГА следующий:

1. Генерация исходной (случайной) популяции.
2. Отбор части популяции с использованием целевой функции и ограничений.
3. Если желаемый результат достигнут, алгоритм останавливается. Если нет, то выполняется получение недостающей части популяции при помощи скрещивания и мутаций.

Главное преимущество панельного метода заключается в низких вычислительных затратах на расчет АДХ – на порядки ниже, чем у методов, основанных на решении уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS). Однако панельным методом невозможно провести расчет

АДХ профиля при значениях угла атаки набегающего потока больше $\alpha_{\text{кр}}$, а также получить значения давления на поверхности профиля от точки отрыва до задней кромки.

В работе [8] используется метод численной оптимизации крыльевых профилей с учетом вязко-невязкого взаимодействия. Для предсказания ламинарно-турбулентного перехода применялся полуэмпирический e^n -метод. Параметризация сводится к описанию верхней и нижней дужек профиля функцией вида

$$y = y_{\text{баз}} - \sum_{j=1}^N \alpha_j f_j(x),$$

где α_j – переменная;
 $f_j(x) = \sin^4(\pi x^{\beta_j})$ – параметрическая функция Хикса–Хинна;

$$\beta_j = \frac{\ln(0,5)}{\ln(Xm_j)};$$

Xm_j – координата точки максимума;
 $j = 1, \dots, n.$

В работе [8] указано, что оптимизация должна проводиться с ограничениями на геометрические параметры и на АДХ. При этом используется как однорежимная оптимизация $f_{\text{цел}} = C_y$ или $f_{\text{цел}} = C_{ya}^{3/2}/C_{xa}$ (коэффициент мощности), так и многорежимная

$$f_{\text{цел}} = \sum w_i \cdot \left(\frac{C_{ya}^{3/2}}{C_{xa}} \right)_i,$$

где целевая функция – это сумма характеристик при различных углах атаки с равномерным распределением весового коэффициента ($w_i = \text{const}$).

В работе [9] используется ГА, известный как OMEGA (Oriented of Mechanical Engineering Genetic Algorithm). Для параметризации геометрии профиля строятся кривые Безье, обеспечивающие гладкость функции, описывающей профиль. В работе [9] расчетная сетка является неструктурированной с призматическим слоем около поверхности. Для максимизации аэродинамического качества K и минимизации коэффициента сопротивления C_{xa} использованы штрафные функции.

В работах [7–9] для оптимизации используется ГА из-за следующих преимуществ: а) способности выполнять глобальную оптимизацию; б) поддержки эффективного распараллеливания; в) устойчивости к «шуму» целевой функции; г) пригодности к непрерывному обучению; д) применимости к задачам, имеющим сложное математическое представление [12].

В настоящей статье проводится многопараметрическая однокритериальная многорежимная

оптимизация. Целевая функция вычисляется с использованием аэродинамического качества K , а ограничением являются коэффициент подъемной силы C_{ya} на выбранных режимах. Оптимизация проводится с помощью ГА с последующим уточнением решения с использованием градиентного метода [13]. В качестве оптимизатора используется программа Dakota [14].

Для получения АДХ профилей использованы методы, основанные на решении системы уравнений Навье – Стокса, осредненной по Рейнольдсу (RANS) и замкнутой полуэмпирическими моделями турбулентности. Все представленные в статье расчеты АДХ профилей получены с помощью программного комплекса EWT-ЦАГИ [15–17], который прошел проверку на стандартных тестовых задачах, показав при этом достаточную точность (разница в значении коэффициента сопротивления C_{xa} не превышает 0,0025, в местном значении распределенного коэффициента давления $C_p - 0,02$) при сравнении с результатами испытаний в аэродинамической трубе [17].

Все расчеты проводятся в турбулентной постановке. В программном комплексе EWT-ЦАГИ для решения уравнений RANS с моделью SST [18] применяется расчетная схема второго порядка точности по пространству. Для интегрирования по времени используется неявная схема с одношаговой процедурой первого порядка точности с локальным шагом по времени, соответствующим обобщенному числу Куранта $CFL = 100$.

1. Методика расчета аэродинамических характеристик профилей

Далее рассмотрено применение методики расчета профилей на примере профиля П107-9-3.75 [3]

(рис. 1). В названии профиля зашифровано: 9% – относительная толщина, 3,75% – относительная кривизна. Методика состоит из построения геометрической модели, расчетной сетки, расчетного метода и обработки результатов. На этапе разработки методики определяются основные параметры расчетной сетки в пограничном слое и остальной расчетной области: размер первой ячейки, размер расчетной области, количество ячеек и др. Проведено варьирование количества ячеек n , высоты первой ячейки h_1 над поверхностью профиля, размера области со сгущением к поверхности для разрешения пограничного слоя, размера расчетной области.

Геометрическая модель аэродинамических профилей может быть представлена с помощью аналитической формулы или набором точек, достаточным для восстановления полного контура профиля. Профиль П107-9-3.75 представлен с помощью набора точек, указанных в [19]. Структурированная расчетная сетка (рис. 2,а) строится автоматически с использованием программы Grid_Creator [20]. Сетка в окрестности профиля показана на рис. 2,б. Граничные условия [16] задаются согласно табл. 1.

Расстояние $h_1 = 10^{-6}$ м выбрано из условия, чтобы $y_+ \approx 1$ в определенном диапазоне скоростей. Общее количество ячеек для средней расчетной сетки выбрано равным $n_1 \approx 100$ тысяч. Для исследования на сеточную сходимость [21] проведены дополнительные расчеты на грубой ($n_2 = n_1/4$) и подробной ($n_0 = 4n_1$) сетке (рис. 3). Получен порядок сходимости по расчетной сетке. Разница коэффициента сопротивления C_{xa} на средней и подробной сетке меньше 1%. Поэтому достаточно выполнять оптимизацию на средней сетке.

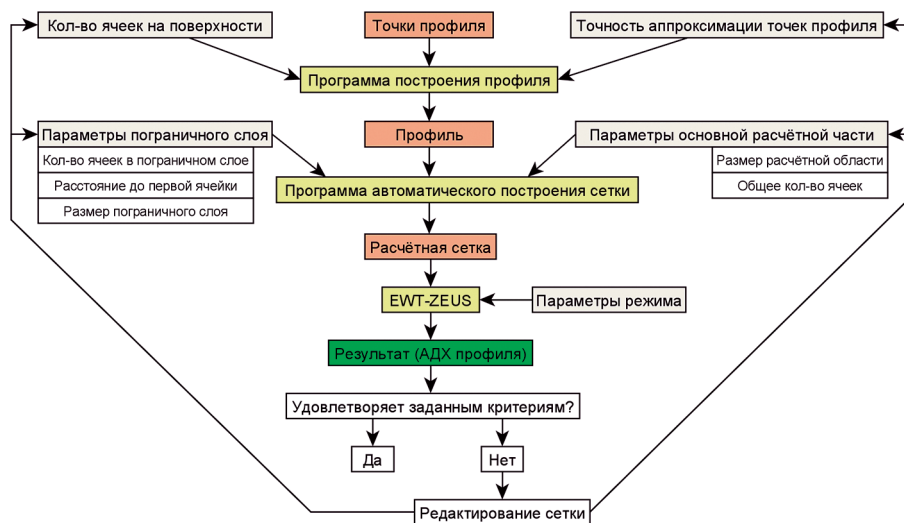


Рис. 1. Блок-схема методики расчета аэродинамических характеристик профиля при автоматизированном процессе построения сетки

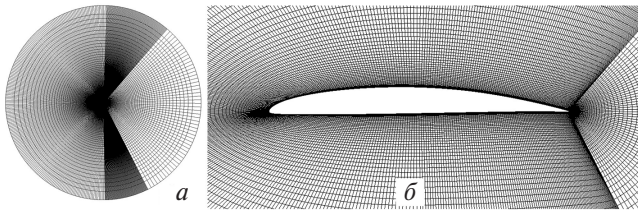


Рис. 2. Сетка профиля П107-9-3.75 (mesh1):
 а – вся расчетная область; б – вблизи профиля

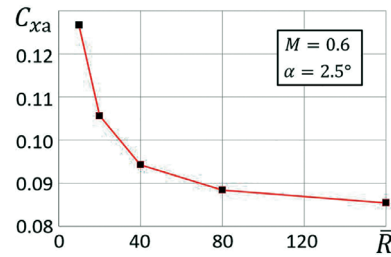


Рис. 4. График зависимости коэффициента сопротивления C_x от \bar{R} профиля П107-9-3.75 при $M = 0,6$ и угле атаки $\alpha = 2,5^\circ$

Таблица 1

Граничные условия

| Название | Описание | Местоположение в расчетной области |
|-----------------|---|------------------------------------|
| solid insulated | теплоизолированная твердая поверхность с прилипанием потока | контур профиля |
| riemann | «мягкое» граничное условие Римана (свободная граница) | внешние границы расчетной области |

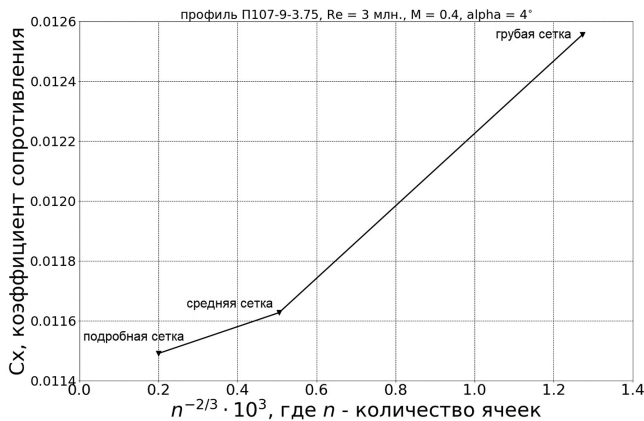


Рис. 3. Сходимость по Ричардсону коэффициента сопротивления C_{xa} профиля П107-9-3.75 при $Re=3$ млн, $M = 0,4$, $\alpha = 4^\circ$

Расчетная область является кругом радиуса R , безразмерный параметр $\bar{R} = R/b$ характеризует ее размер, где b – длина хорды профиля. Проведен анализ влияния \bar{R} на результаты численных расчетов. Построена расчетная сетка с $\bar{R} = 10$, далее вокруг блочной структуры добавлена серия новых блоков, что приводило к увеличению расстояния \bar{R} без изменения расчетной сетки в окрестности профиля. График зависимости значения коэффициента сопротивления C_{xa} от размера расчетной области \bar{R} представлен на рис. 4. Выбрано значение радиуса $\bar{R} = 100$.

2. Расчет характеристик профиля NASA-8318

Профиль NASA-8318 [22] имеет большую кривизну и толщину по сравнению с обычными профилями, а также незначительный положительный градиент давления после точки отрыва при значениях углах атаки набегающего потока больше 7° . Естественный ламинарно-турбулентный переход происходит ниже по потоку от точки отрыва [22].

В статье [22] показано, что при числах Рейнольдса в диапазоне от $0,5 \cdot 10^6$ до $1 \cdot 10^6$ начало отрыва происходит при углах атаки меньше $\alpha = 16^\circ$. При росте числа Рейнольдса линия отрыва смещается вверх против потока. Авторы назвали это явление «неблагоприятный эффект числа Рейнольдса на трехмерность». Сравнение результатов расчета с результатами испытаний на больших углах атаки для профиля NASA-8318 представлено на рис. 5. На графике в диапазоне углов атаки $\alpha \in [-11^\circ; 7^\circ]$ (линейный участок) наблюдается совпадение расчетных и экспериментальных данных с точностью $\Delta C_{ya} \approx 0,01$. При $\alpha > 7^\circ$ наблюдается расхождение по C_{ya} . Причины различия экспериментальных и расчетных данных могут заключаться в следующем:

а) несовершенство математической модели особенностей обтекания профиля (ЛТП, турбулентность потока);

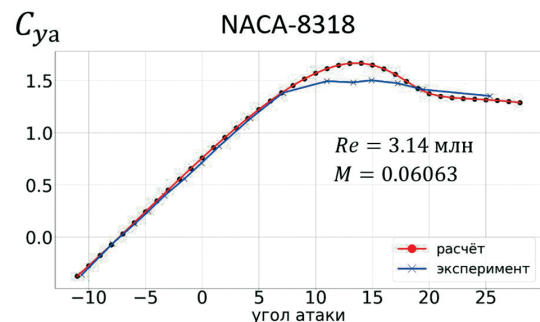


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α при $M \approx 0,06$ и $Re = 3,14$ млн

б) недостаточный учет в расчетах влияния элементов испытательного стенда (аэродинамической трубы) на характеристики профиля;

в) пересчет результатов испытаний с крыла конечного размаха на двумерный профиль.

На углах атаки $\alpha = 20^\circ$, как показано на рис. 6, наблюдается возвратное течение в области, соизмеримой по размерам с длиной профиля.

Развитие отрывной зоны над верхней поверхностью профиля при росте угла атаки представлено на рис. 7. По горизонтали отложена относительная координата \bar{x} , а по вертикали – угол атаки. Область закрашена красным цветом, если значение проекции скорости в пристенном слое $u > 0$, синим – если $u < 0$ (зона возвратного течения). У профиля NASA-8318 отрывная зона начинает развиваться при нулевом угле атаки. При увеличении угла атаки начало отрыва смещается в сторону носовой части.

Таким образом, используемая методика позволяет рассчитать характеристики профилей

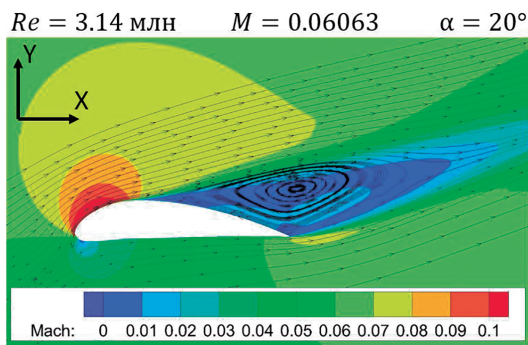


Рис. 6. Поле течения профиля NASA-8318 при $Re = 3,14$ млн, $M \approx 0,06$ и угле атаки $\alpha = 20^\circ$

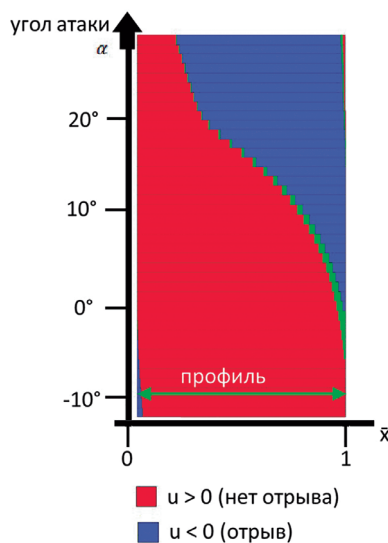


Рис. 7. Зависимость зон возвратных течений над верхней поверхностью профиля NASA-8318 от угла атаки при $Re = 3,14$ млн и $M \approx 0,06$

даже при наличии небольших отрывов вплоть до режимов с существенным нелинейным поведением характеристик.

3. Расчет характеристик профиля П107-9-3.75

В работе [22] указывается влияние числа Рейнольдса Re на величину максимальной подъемной силы профиля $C_{y_{max}}$. Базы данных АДХ профилей, которые на данный момент используются для проектирования воздушных винтов, составлены для фиксированного числа Re . Параметрические расчеты показали влияние числа Re на АДХ профиля П107-9 при числах Маха $M = 0,15 \dots 1$, числах $Re = (1 \dots 6) \cdot 10^6$ и углах атаки $\alpha = -20^\circ \dots 20^\circ$ (рис. 8). При увеличении числа Re растет аэродинамическое качество K и величина максимальной подъемной силы $C_{y_{max}}$. Изменение величины максимальной подъемной силы $\Delta C_{y_{max}} \approx 0,1$.

Распределение значений числа M в районе хвостовой части профиля при $M = 0,4$ и $\alpha = 8^\circ$ для чисел $Re = 1$ млн (а) и $Re = 6$ млн (б) приведено на рис. 9. При $Re = 1$ млн наблюдается зона возвратных течений, а при $Re = 6$ млн она отсутствует. Это приводит к изменению АДХ профиля. Полученные

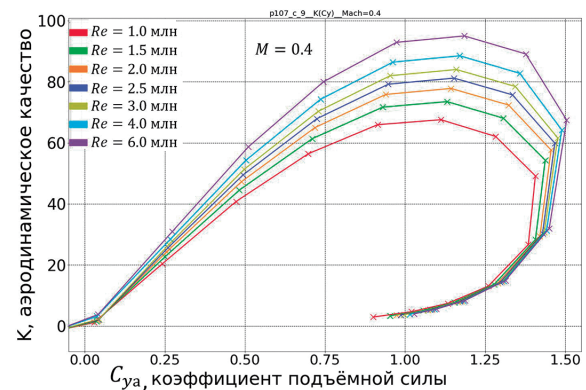


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества K от коэффициента подъемной силы C_{ya} при различных числах Рейнольдса для профиля П107-9 при постоянном $M=0,4$

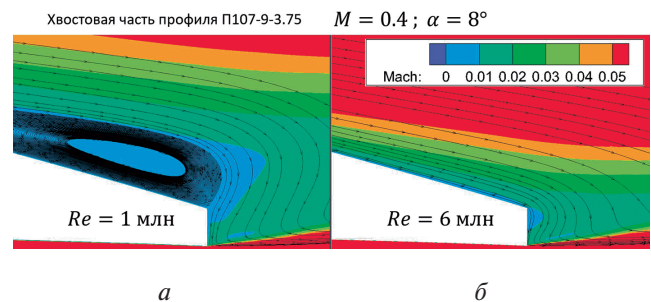


Рис. 9. Поля чисел Маха и линии тока в районе хвостика профиля П107-9 при различных числах Рейнольдса Re и при постоянных $M = 0,4$ и $\alpha = 8^\circ$

результаты расчетов могут использоваться для наполнения базы данных АДХ профилей для расчета АДХ ВВ методом А.Н. Кишалова.

4. Методика оптимизации винтовых профилей

Отличительной особенностью винтовых профилей является их принадлежность к какому-либо семейству, позволяющая однозначно задать требуемую вогнутость, которая будет соответствовать относительной толщине в конкретном сечении лопасти. Зависимость относительной толщины лопасти от радиуса определяется свойством материала лопасти.

Методика оптимизации профилей включает в себя: постановку задачи оптимизации, параметризацию профиля, выбор варьируемых параметров, целевой функции и ограничений. Задача оптимизации поставлена как «формирование профиля с минимальным аэродинамическим сопротивлением C_{xa} при заданном режиме (Re , M , α) и величине подъемной силы C_{ya} ».

Параметрическая геометрическая модель профиля показана на рис. 10. Модель содержит: положение и радиусы передней и задней кромок, радиусы кривизны в месте максимальной толщины на верхней и нижней поверхности профиля, координаты точек центральной линии, распределение толщины профиля относительно центральной линии в точках центральной линии. С использованием этих параметров вычисляются координаты всех управляющих точек (рис. 10), добавляются точки, определяющие радиусы кривизны в точках 1–4 и на основании полученных точек строятся четыре кривые Безье (кривые 1–2, 2–3, 3–4, 4–1). Радиусы кривизны в точках сопряжения кривых одинаковые. Зависимости параметров от толщины профиля, позволяющие подобрать профиль с требуемыми АДХ для каждого сечения лопасти, выходят за тему данной работы.

Основные преимущества построения профиля с помощью кривых Безье:

- выдерживается максимальная толщина профиля;
- широкий спектр варьирования геометрии.

В случаях, когда геометрия не может быть построена (и расчет характеристик невозможен),

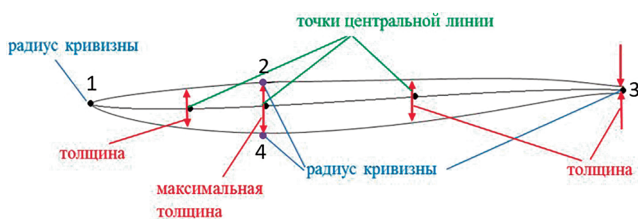


Рис. 10. Используемая параметризация аэродинамического профиля

значения аэродинамических коэффициентов задаются принудительно.

Геометрические параметры профиля (количество варьируется от 11 до 19) являются очевидными параметрами оптимизации. Дополнительным параметром является значение угла атаки α , соответствующее заданному значению C_{ya} . Ограничением снизу на значение C_{ya} является требуемая величина коэффициента подъемной силы. Ограничение сверху на значение C_{ya} вводится на основе опыта авторов. Так как условие на значение C_{ya} выполняется не точно, в качестве целевой функции вместо коэффициента сопротивления выбрано аэродинамическое качество, взятое с отрицательным знаком: $K = -C_{ya}/C_{xa}$.

5. Оптимизация профилей

Первый пример оптимизации геометрии профиля при вариации геометрических параметров и угла атаки α – *однорежимная оптимизация* профиля единичной длины, толщиной $c = 5,9\%$ при $M = 0,379$, $Re \approx 8,8$ млн и целевом значении коэффициента подъемной силы $C_{ya} = 1,015$. Количество варьируемых параметров – 19. ГА привел к улучшению решения до достижения 10^4 итерации.

Получен профиль с аэродинамическим качеством $K = 72,4$ на заданном режиме обтекания, решение представляет собой локальный минимум. Профиль и распределение значений числа M представлены на рис. 11,а. Базовый профиль П107-5.9 на этом режиме имеет аэродинамическое качество $K = 64,7$ по результатам аналогичного расчета.

Полученный профиль и распределение числа Маха на основном режиме $i = 1$ представлены на рис. 11,б. С помощью двухрежимной оптимизации удалось избежать локального минимума, не позволившего получить высокие характеристики профиля в однорежимной постановке, аэродинамическое качество K профиля повысилось на 26%.

Многорежимная оптимизация профилей с толщиной $c = 5,9\%$ проводится на трех основных режи-

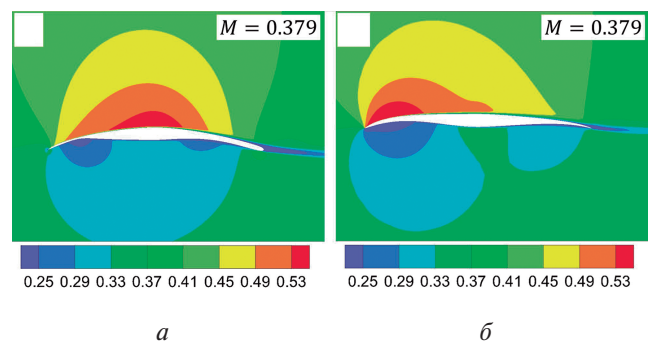


Рис. 11. Распределение числа Маха при однорежимной (а) и двухрежимной (б) оптимизации

Таблица 2

Параметры многорежимной оптимизации

| i | M_i | w_i | α_i | $C_{y_{oi}}$ | $(\alpha_i)_{\text{опт}}$ | $(K_i)_{\text{опт}}$ | $(\alpha_i)_{\text{П107}}$ | $(K_i)_{\text{П107}}$ |
|-----|-------|-------|------------|--------------|---------------------------|----------------------|----------------------------|-----------------------|
| 1 | 0,379 | 0,2 | var | 1,015 | 5,46° | 94,8 | 6,23° | 64,7 |
| 2 | 0,427 | 0,2 | var | 0,635 | 1,98° | 82,8 | 2,94° | 72,5 |
| 3 | 0,645 | 0,5 | var | 0,253 | -2,35° | 11,9 | -1,37° | 23,7 |
| 4 | 0,800 | 0,1 | 2° | — | — | — | — | — |

мах ($i = 1 \dots 3$), характерных для ВВ: взлетном режиме ($i = 1$), режиме набора высоты ($i = 2$), крейсерском режиме ($i = 3$) и дополнительном трансзвуковом режиме $M_4 = 0,8$, $\alpha_4 = 2^\circ$. Для дополнительного режима $i = 4$ не задается целевое значение $C_{y_{oi}}$. Режимы и результаты оптимизации представлены в табл. 2. Профиль и распределение числа М на режиме $i = 1$ можно видеть на рис. 12.

При $M = 0,645$ ($i = 3$) исходный профиль П-107-5.9 имеет большее значение аэродинамического качества $(K_3)_{\text{П107}}$, чем оптимизированный $(K_3)_{\text{опт}}$. На режимах $i = 1, 2$ при одинаковых значениях коэффициента подъемной силы $C_{y_{oi}}$ аэродинамическое качество оптимизированного профиля выше, чем у профиля П-107-5.9, на 46,5% и 14,2% соответственно. В случае необходимости улучшения характеристик на режиме $i = 3$ необходимо увеличить весовой коэффициент для этого режима.

На рис. 13–14 показаны зависимости АДХ оптимизированного профиля и профиля П107-5.9. Характеристики $C_y(\alpha)$ и $K(\alpha)$ при $i = 1, 2$ оптимизированного профиля лежат выше П107-5.9 во всем рассмотренном диапазоне углов атаки. При $i = 3$ оптимизированный профиль также имеет меньшее значение аэродинамического качества, чем профиль П-107-5.9.

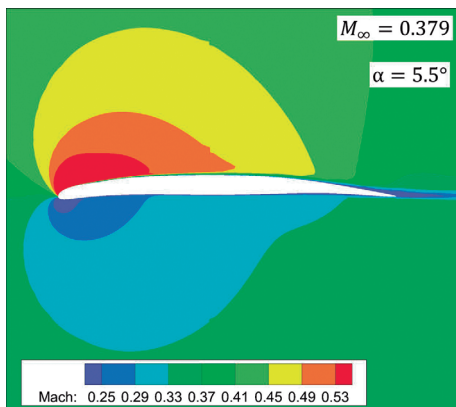


Рис. 12. Поле числа Маха профиля, полученное в результате многорежимной оптимизации при $M = 0,379$ и $Re \approx 8,8$ млн

Выводы

В работе разработана методика расчета аэродинамических характеристик профилей на основе решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием программного комплекса EWT-ЦАГИ. Показано, что методика позволяет рассчитать характеристики профилей вплоть до режимов с существенным нелинейным поведением характеристик.

Показано влияние числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики профиля П107-9. При числе Маха набегающего потока $M = 0,4$ при увеличении числа Re с $1 \cdot 10^6$ до $6 \cdot 10^6$ увеличение максимальной подъемной силы составляет $\Delta C_{y_{max}} \approx 0,1$.

Разработана методика оптимизации профилей для воздушных винтов. Геометрия профиля строится с использованием кривых Безье. В качестве оптимизационного алгоритма выбран генетический с последующим уточнением решения с использованием градиентного.

При однорежимной оптимизации для числа Маха набегающего потока $M = 0,379$ получено решение локального оптимума, которое является узконастроенным. При добавлении трансзвукового режима $M = 0,8$ со значением весового коэффициента $w = 0,1$ удалось избежать локального оптимума и получить значение аэродинамического качества на 26% больше, чем при однорежимной оптимизации.

При многорежимной оптимизации получен профиль, удовлетворяющий ограничениям. Для режимов с числами $M = 0,379; 0,427$ при заданных значениях коэффициента подъемной силы $C_{y_{oi}}$ аэродинамическое качество K оптимизированного профиля выше, чем у профиля П-107-5.9 на 46,5% и 14,2% соответственно.

Список источников

1. Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Лысенков А.В., Ореховский В.В., Архипов А.В. Аэродинамические характеристики пакета воздухозаборников на верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа дозвукового самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 34–45. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177605>

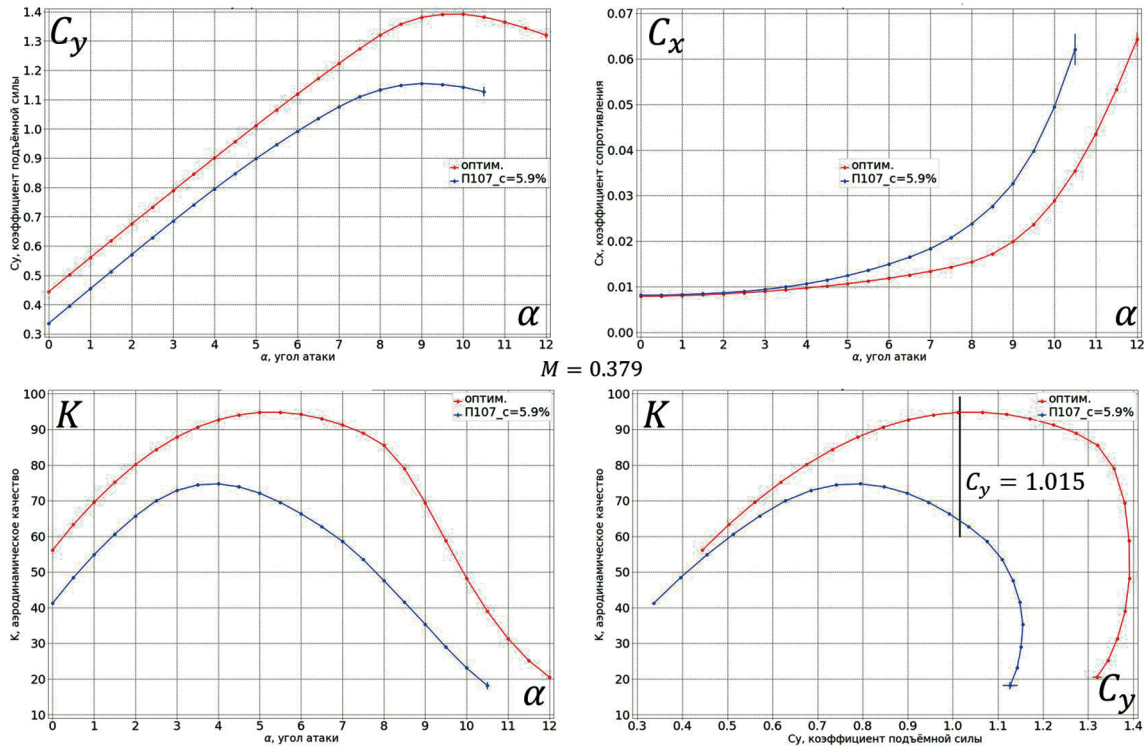


Рис. 13. Графики зависимостей АДХ при числе Маха $M = 0,379$ (режим $i = 1$) и $Re \approx 8,8$ млн

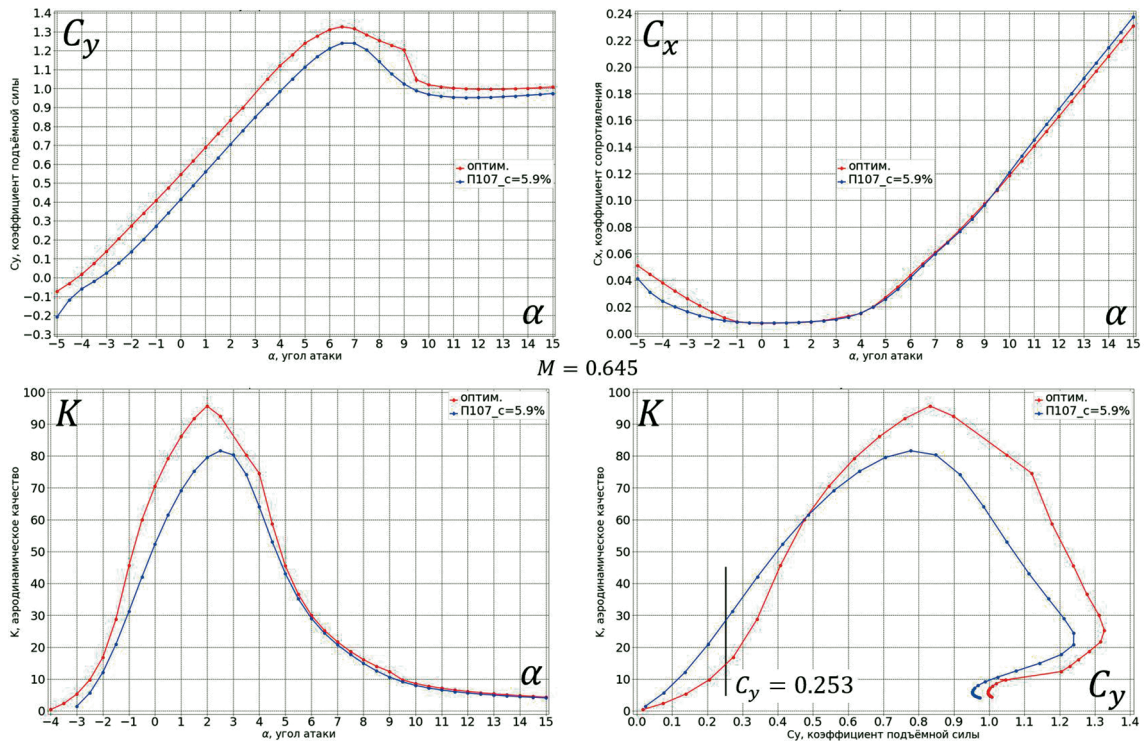


Рис. 14. Графики зависимостей АДХ при числе Маха $M = 0,645$ (режим $i = 3$) и $Re \approx 15$ млн

2. Новгородцев Е.В., Карнов Е.В., Колток Н.Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 7–27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27
3. Николаева К.С., Серебрянский Я.М., Фомина В.И. Аэродинамические характеристики винтовых профилей серий ЦАГИ П-105, П-106, П-107, П 108 // Труды ЦАГИ. 1968. Вып. 1092, 84 с.
4. Прохоров Ю.В. (гл. ред.). Целевая функция, математическое программирование // Математический энциклопедический словарь. – М.: Сов. энциклопедия, 1988. С. 249.
5. Steuer R.E. Multiple Criteria Optimization: Theory, Computations, and Application. – New York: Krieger Pub Co, 1989. – 546 p.
6. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Методы снижения шума и заметности беспилотных летательных аппаратов с винтомоторной силовой установкой // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 38–48.
7. Болсуновский А.Л., Бузверя Н.П. Проектирование профилей с заданными свойствами при помощи численной оптимизации // Труды ЦАГИ. Выпуск 2760 «Опыт применения численных методов в задачах аэродинамического проектирования и оптимизации». Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2017. С. 124–135.
8. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=56884>
9. López D., Angulo C., Fernández de Bustos I., García V. Framework for the Shape Optimization of Aerodynamic Profiles Using Genetic Algorithms // Mathematical Problems in Engineering. 2013. Vol. 8. DOI:10.1155/2013/275091
10. Панченко Т.В. Генетические алгоритмы: Учебно-методическое пособие // Под ред. Ю.Ю. Тарасевича. – Астрахань: Издательский дом «Астраханский университет», 2007. – 87 с.
11. Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2002. Vol. 6. No. 2, pp. 182–197. DOI: 10.1109/4235.996017
12. Вирсанки Э. Генетические алгоритмы на Python / Пер. с англ. А.А. Слинкина. – М.: ДМК Пресс, 2020. – 286 с.
13. Глебов Н.И., Кочетов Ю.А., Плясунов А.В. Методы оптимизации: Учеб. пособие. – Новосибирск: Новосибирский государственный университет, 2000. – 105 с.
14. Adams B.M., Ebeida M.S., Eldred M.S. et al. Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.7 User's Manual. Sandia Technical Report. 2017. No. SAND2014-4633.
15. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Труды ЦАГИ. Выпуск 2671 «Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летальных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье – Стокса». – Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 3–19.
16. Власенко В.В. О математическом подходе и принципах построения численных методологий для пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ // Труды ЦАГИ. Выпуск 2671 «Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летальных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье – Стокса». – Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 20–85.
17. Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф. и др. Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Труды ЦАГИ. Выпуск 2735 «Практические аспекты решения задач внешней и внутренней аэродинамики с применением технологии ZEUS в рамках пакета EWT-ЦАГИ». – Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2015. С. 50–89.
18. Власенко В.В., Кажан Е.В., Матяш Е.С. и др. Численная реализация неявной схемы и различных моделей турбулентности в расчетном модуле ZEUS // Труды ЦАГИ. Выпуск 2735 «Практические аспекты решения задач внешней и внутренней аэродинамики с применением технологии ZEUS в рамках пакета EWT-ЦАГИ». – Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2015. С. 5–49.
19. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. – М.: Физматлит, 2014. – 328 с.
20. Лысенков А.В. Программа создания структурной многоблочной сетки 3-х мерного объекта с использованием исходных данных различных типов (Grid_Creator). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU2007614396. Бюл. № 10, 17.10.2007.
21. Richardson L.F. The approximate arithmetical solution by finite differences of physical problems including differential equations, with an application to the stresses in a masonry dam // Philosophical Transactions of the Royal Society A. 1911. Vol. 210. Nos 459–470, pp. 307–357. DOI: 10.1098/rsta.1911.0009
22. Yoshida K., Noguchi M. Adverse reynolds number effect on maximum lift of two dimensional airfoils // 22nd International Congress of Aeronautical Sciences (28 August – 1st September 2000; Harrogate, United Kingdom). Paper ICAS 2000-295.

References

1. Kazhan E.V., Korotkov Y.V., Lysenkov A.V., Orekhovskii V.V., Arkhipov A.V. Aerodynamic performance of intake pack on upper surface of subsonic aircraft tail section. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 34–45. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177605>
2. Novogorodtsev E.V., Karpov E.V., Koltok N.G. Characteristics improvement of spatial fixed-geometry air intakes of external compression based on boundary layer control systems application. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 7–27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27
3. Nikolaeva K.S., Serebriiskii Ya.M., Fomina V.I. *Trudy TsAGI*, 1968, no. 1092, 84 p.
4. Tselevaya funktsiya, matematicheskoe programmirovaniye. In: Prokhorov Yu.V. (chief editor) *Matematicheskii entsiklopedicheskii slovar'*. Moscow, Sov. entsiklopediya, 1988, p. 249.
5. Steuer R.E. *Multiple Criteria Optimization: Theory, Computations, and Application*. New York, Krieger Pub Co, 1989, 546 p.
6. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Noise and acoustic signature reduction methods for unmanned aerial vehicles with engine-propeller power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 38–48.
7. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P. *Trudy TsAGI*. Issue 2760. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2017, pp. 124–135.
8. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56884>
9. López D., Angulo C., Fernández de Bustos I., García V. Framework for the Shape Optimization of Aerodynamic Profiles Using Genetic Algorithms. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013, vol. 8. DOI: 10.1155/2013/27509
10. Panchenko T.V. *Geneticheskie algoritmy* (Genetic algorithms), Astrakhan, Izdatel'skii dom "Astrakhanskii universitet", 2007, 87 p.
11. Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, vol. 6, no. 2, pp. 182–197. DOI: 10.1109/4235.996017
12. Wirsansky E. *Hands-On Genetic Algorithms with Python: Applying genetic algorithms to solve real-world deep learning and artificial intelligence problems*. Packt Publishing, 2020, 346 p.
13. Glebov N.I., Kochetov Yu.A., Plyasunov A.V. *Metody optimizatsii* (Optimization methods). Novosibirsk, Novosibirskii gosudarstvennyi universitet, 2000, 105 p.
14. Adams B.M., Ebeida M.S., Eldred M.S. et al. *Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.7 User's Manual*. Sandia Technical Report. 2017. No. SAND2014-4633.
15. Bosnyakov S.M. *Trudy TsAGI*. Issue 2671. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2007, pp. 3–19.
16. Vlasenko V.V. *Trudy TsAGI*. Issue 2671. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2007, pp. 20–85.
17. Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Engulatova M.F. et al. *Trudy TsAGI*. Issue 2735. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2015, pp. 50–89.
18. Vlasenko V.V., Kazhan E.V., Matyash E.S. et al. *Trudy TsAGI*. Выпуск 2735. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2015, pp. 5–49.
19. Ostroukhov S.P. *Aerodinamika vozdushnykh vintov i vintokol'tsevykh dvizhitelei* (Aerodynamics of propellers and screw-ring propellers), Moscow, Fizmatlit, 2014, 328 p.
20. Lysenkov A.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM «Programma sozdaniya strukturnoi mnogoblochnoi setki 3-kh mernogo ob»ekta s ispol'zovaniem iskhodnykh dannykh razlichnykh tipov (Grid_Creator)»* RU2007614396, 17.10.2007 (Certificate of state registration of computer programs "Program for creating a structural multiblock grid of a 3-dimensional object using source data of various types (Grid_Creator)", no. RU2007614396, 17.10.2007).
21. Richardson L.F. The approximate arithmetical solution by finite differences of physical problems including differential equations, with an application to the stresses in a masonry dam. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 1911, vol. 210, nos 459–470, pp. 307–357. DOI: 10.1098/rsta.1911.0009
22. Yoshida K., Noguchi M. Adverse reynolds number effect on maximum lift of two dimensional airfoils. *22nd International Congress of Aeronautical Sciences (28 August – 1st September 2000; Harrogate, United Kingdom)*. Paper ICAS 2000-295.

Статья поступила в редакцию 02.08.2024; одобрена после рецензирования 21.08.2024; принята к публикации 06.09.2024.
The article was submitted on 02.08.2024; approved after reviewing on 21.08.2024; accepted for publication on 06.09.2024.