

Труды МАИ. 2024. № 134
Trudy MAI, 2024, no. 134

Научная статья
УДК 533.6:51-7

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178466>

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА PGT ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТНОГО ПРОФИЛЯ

Александр Александрович Никольский

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.
Жуковского, ЦАГИ,

Жуковский, Московская область, Россия

anikolskii@mail.ru

Аннотация. Разработана эффективная методика аэродинамического проектирования вертолетных профилей на основе параметризации контура профиля универсальным методом PGT (Parent function/Generating functions Transformation). На первом шаге выполняется редукция пространства переменных проектирования (ППП) с использованием решателей низкого уровня. На втором шаге поиск оптимума продолжается в редуцированном ППП с привлечением решателя высокого уровня. Обосновано минимальное количество переменных проектирования необходимое для успешного решения оптимизационной задачи. Проведено сравнение с предыдущим уровнем целевых аэродинамических критериев профилей.

Ключевые слова: метод PGT, аэродинамическое проектирование, аэродинамические профили, аппроксимация, оптимизация, крыло

Для цитирования: Никольский А.А. Применение метода PGT при оптимизации аэродинамических характеристик вертолетного профиля // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178466>

Original article

HELICOPTER AIRFOIL DESIGN USING THE PGT TECHNIQUE

Alexander A. Nikolsky

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, TsAGI, Zhukovsky, Moscow Region, Russia

anikolskii@mail.ru

Abstract. The purpose of the presented work consists in creating prospective approach to the airfoil design. A technique with no analogues, namely PGT (parent function generating) technique, which represents a universal geometry parameterization tool and ensures design space in the form of physical region on a plane, bounded by the two monotonous curves, is used for this purpose.

This tool is being combined with the solvers of various accuracy to exploit its advantages. The other purpose consists in studying the contour approximation accuracy to determine the necessary number of the design variables enough for the airfoil aerodynamic design.

Methodology consists in applying the PGT technique, including generating functions, a universal parent function and the two extra parameters to the aerodynamic design problem. At the start, the initial design space is reduced by employing the low-level substantiated solver for local optimization problems solving. Then the process is continuing in reduced space with the high-level solver. Two types of the generating functions approximation are being discussed for the number of the design variables selection.

As the result, the two-step procedure is appeared to be much less consuming than the single-step one. It requires about 100 iterations with high estimated cost and about 1000 iterations with low estimated cost.

Despite this, the demonstrating example of helicopter airfoil design demonstrates the possibility of significant improving of the targeted aerodynamic performance.

The presented study revealed that the original PGT technique allowed significant improvement of the results achieved at the previous level of the aerodynamic design, and, probably, achieving an optimum near the global optimum. In conjunction with the two-stage strategy, it significantly enhances computational effectiveness of the aerodynamic design procedure.

The fact that the PGT technique may be applied in the 3D problems for aerodynamic objects of the wing or fuselage type seems to be of great importance.

Keywords: PGT technique, aerodynamic design, airfoil, approximation, optimization, wing

For citation: Nikolsky A.A. Helicopter airfoil design using the PGT technique. *Trudy MAI*. 2024. no. 134. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178466>

Актуальность и важность наличия эффективной процедуры аэродинамического проектирования (ПАП) профилей для аэродинамической компоновки лопасти несущего винта (НВ) иллюстрирует рисунок 1.

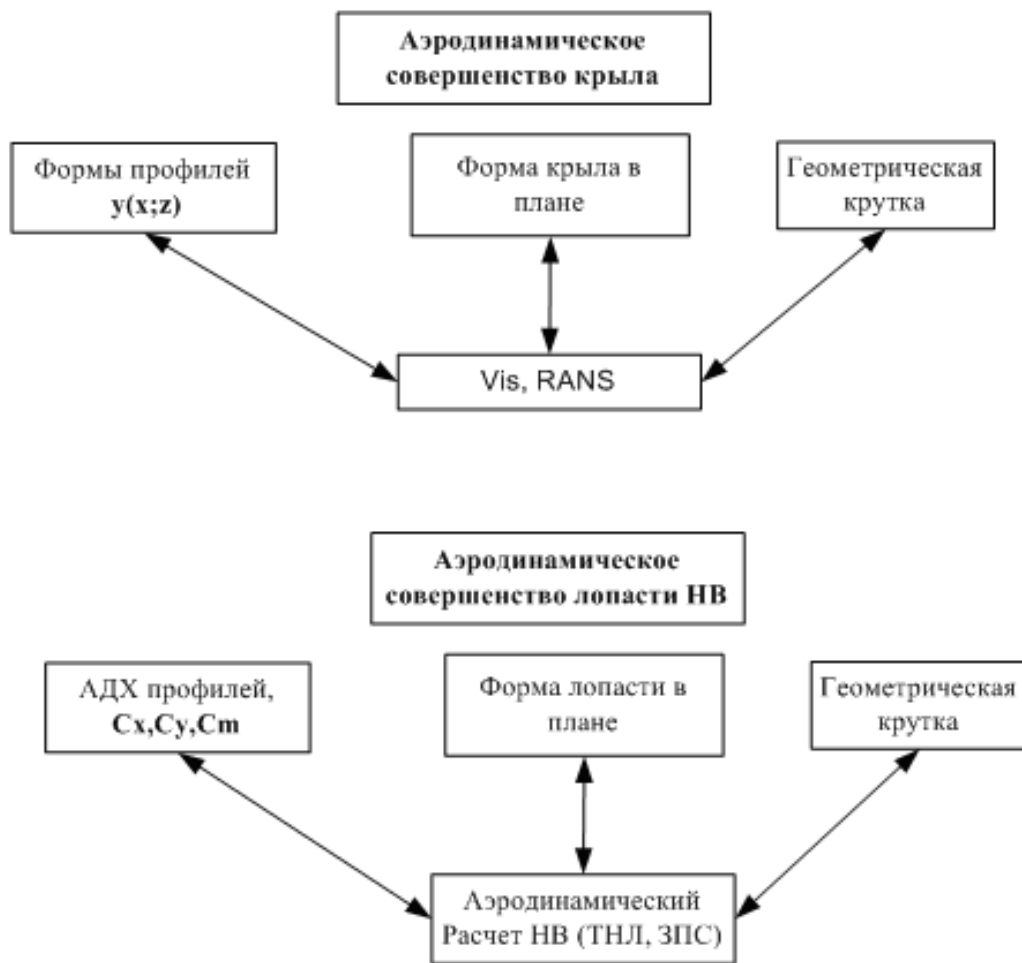


Рисунок 1 Сравнение ПАП крыла и лопасти НВ

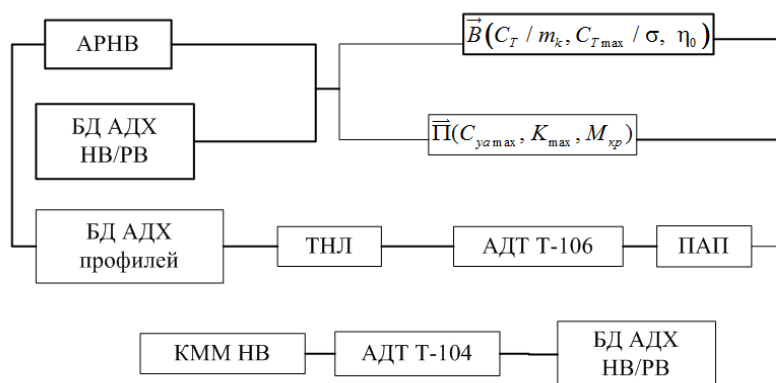
Как известно, геометрию аэродинамически совершенного крыла формируют на основе оптимального сочетания форм профилей, формы крыла в плане и его геометрической крутки. Все три геометрических компонента находят в ходе решения оптимальной задачи на основе вязко-невязких решателей низкого уровня [1] или решателей высокого уровня 3-d RANS [2, 3]. Для лопасти НВ необходимо

решать оптимальную задачу на основе нестационарного решателя URANS [4, 5] учитывая не только ее вращение, но и ее маховое движение и упругие свойства. Массовый расчет, необходимый для решения такой задачи, находится за пределами возможностей вычислительной техники. Поэтому геометрию аэродинамически совершенной лопасти формируют на основе упрощенного аэродинамического расчета НВ (АРНВ), использующего закон плоских сечений и положения теории несущей линии. В таком расчете для определения сил и моментов, действующих на лопасть, учитывают форму лопасти в плане и ее геометрическую кривую, а вместо форм профилей используют их аэродинамические характеристики (АДХ) [6, 7].

Как и в [8] представим аэродинамическую эффективность НВ вектором $\vec{B}(C_T / m_k, C_{T \max} / \sigma, \eta_0)$, где C_T / m_k – эквивалентное аэродинамическое качество несущего винта, $C_{T \max} / \sigma$ – максимальная несущая способность НВ и η_0 – относительный КПД НВ, которому поставим в соответствие совокупность векторов $\vec{P}(C_{ya \max}, K_{\max}, M_{кр})$ профилей составляющих компоновку лопасти. Здесь $C_{ya \max}$ – коэффициент максимальной подъемной силы при $M_\infty = 0.4$, K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество при $M_\infty = 0.6$ и $M_{кр}$ – критическое число Маха при $C_{ya} = 0$.

Важнейшей частью расчетно-экспериментальной системы (РЭС) ЦАГИ, рисунок 2, для предварительного проектирования НВ является база данных экспериментальных АДХ НВ/РВ, полученных при испытаниях крупномасштабных моделей (КММ) НВ/РВ в аэродинамической трубе Т-104.

Расчетно-экспериментальная система ЦАГИ
для предварительного проектирования НВ/РВ



Практическая реализация

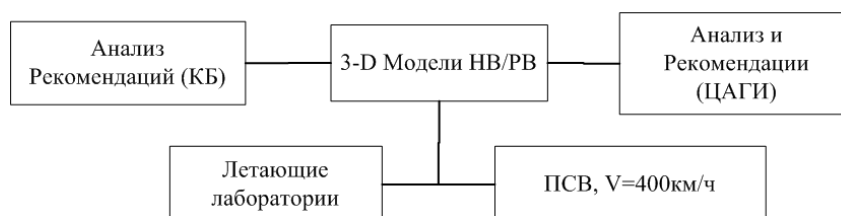


Рисунок 2 РЭС ЦАГИ.

Сравнительный анализ данных испытаний КММ НВ и данных АРНВ позволяет сформировать целевые вектора $\bar{P}(C_{ya\max}, K_{\max}, M_{кр})$ для ПАП профилей для перспективных компоновок лопастей.

ПАП вертолетных профилей является начальным звеном РЭС. Для подтверждения расчетных АДХ разработанных перспективных профилей проводят их испытания в аэродинамической трубе Т-106 на крыльях с удлинением $\lambda \approx 5$. На основе теории несущей линии и закона плоских сечений определяют расчетно-экспериментальные АДХ профилей [9], пополняющие базу данных АДХ профилей необходимую для проведения сравнительных АРНВ.

Если эксперимент в АДТ-106 подтверждает высокие расчетные АДХ новых профилей, и данные АРНВ показывают существенное превосходство новой

компоновки лопасти над компоновкой лопасти-прототипа проводят испытания КММ НВ и пополнение базы данных АДХ НВ. По такой схеме получены новые компоновки НВ/РВ ЦАГИ, использованные на натуральных НВ/РВ летающих лабораторий [10].

Процедура аэродинамического проектирования

Используемая в ЦАГИ процедура аэродинамического проектирования профилей для аэродинамических компоновок лопасти НВ схематически показана на рисунке 3.

Параметризатор формирует пространство переменных проектирования (ППП) на основе универсального метода PGT [11, 12] или решения обобщенной обратной задачи [13, 14]. Оптимизатор выполняет поиск глобального оптимума на основе варианта генетического алгоритма (GA) [15] или поиск локального оптимума на основе квадратичного алгоритма (QUAD) [16]. Целевая функция вычисляется на основе решателей трех уровней сложности: FPE [17], VISTRAN [18] и RANS[19].

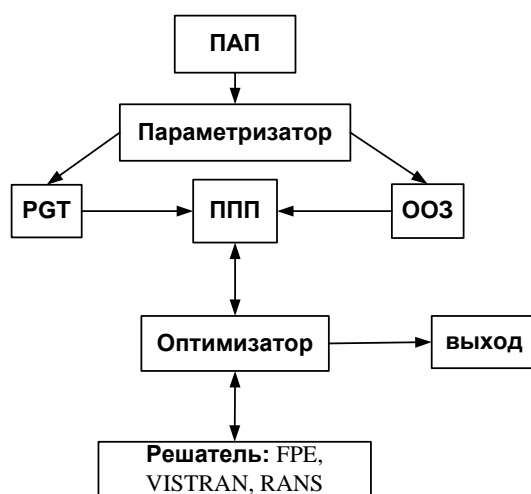


Рисунок 3 Процедура аэродинамического проектирования профилей для аэродинамической компоновки лопасти НВ

Далее рассмотрим профили для основных сечений лопастей скоростных вертолетов, аэродинамическое совершенство которых сравниваем на плоскости $(M_{кр|C_y=0}, C_{yа max| M_\infty=0.4})$, рисунок 4. На рисунке внутри окружности показана выборка из лучших отечественных и зарубежных профилей, разработанных с учетом традиционного моментного ограничения, $|C_{m0|C_{ya}=0, M=0.4}| < 0.01$.

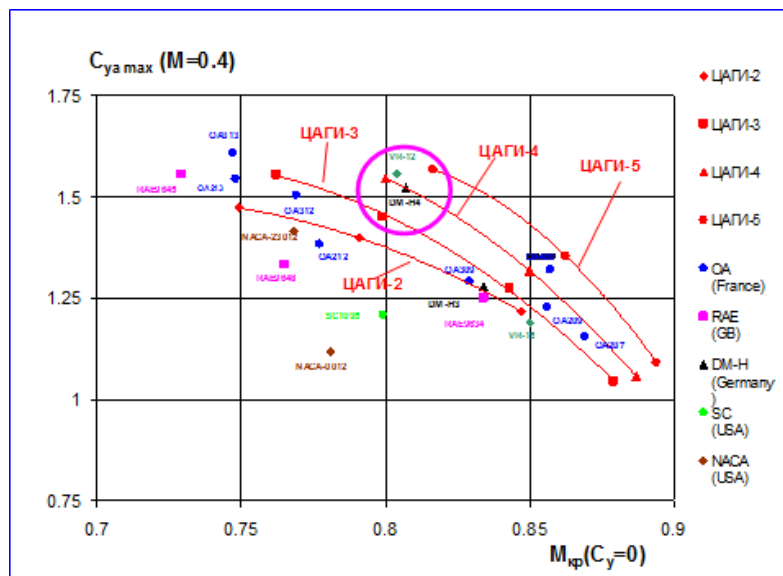


Рисунок 4 Плоскость аэродинамических критериев

Для скоростных профилей более важным является поведение моментной характеристики $C_{m0}(M_\infty)$ при приближении к критическому числу Маха. Поэтому далее для их более правомерного сравнения будем использовать ограничение

$$C_{m00} = C_{m0|C_{ya}=0, M=M_{кр}} > -0.02.$$

Целевую функцию определим следующим образом:

$$G(\vec{X}) = \lambda_1(C_{yа max 0} - C_{yа max}(\vec{X})) + \lambda_2(M_{кр0} - M_{кр}(\vec{X})) + \lambda_3 |(C_{m00} - C_{m0}(\vec{X}))|.$$

Весовые коэффициенты выберем так, чтобы для оптимальных профилей строго выполнялись неравенства $M_{кр} \geq M_{кр0}$ и $C_{m0} \geq C_{m00}$. Дополнительно примем

$M_{кр} = M_{\infty|C_{ya}=0, C_x=0.013}$. Определенная таким образом величина $M_{кр}$ удобна для

сравнительного анализа и упрощает вычисление целевой функции. Кроме того, для многих известных профилей она близка к величине $M_{кр}$, определенной традиционным способом.

Эффективность ПАП определяется эффективностью связки параметризатор-оптимизатор, а экономичность - быстротой решателя. Параметризатор должен обеспечивать легкую интерпретацию ППП и присутствие глобального оптимума внутри ППП, а оптимизатор - как можно более быстрый и полный поиск оптимума в этом пространстве.

Необходимым свойством решателя является обеспечение правильного направления поиска оптимума в ППП. Для этого данные решателя должны обеспечивать правильный качественный сравнительный анализ АДХ, а уровень решателя должен обеспечивать точность достаточную для количественного сравнительного анализа АДХ.

Для построения экономичного решателя исследуем возможность использования решателей низкого уровня (FPE) и среднего уровня (VISTRAN) в сочетании с решателем высокого уровня (RANS). Далее предполагаем, что возможна обоснованная редукция ППП на основе решателей низкого уровня с последующим поиском оптимума в редуцированном ППП с привлечением решателя высокого уровня.

Для подтверждения этого был проведен сравнительный анализ АДХ, рассчитанных решателями разного уровня сложности.

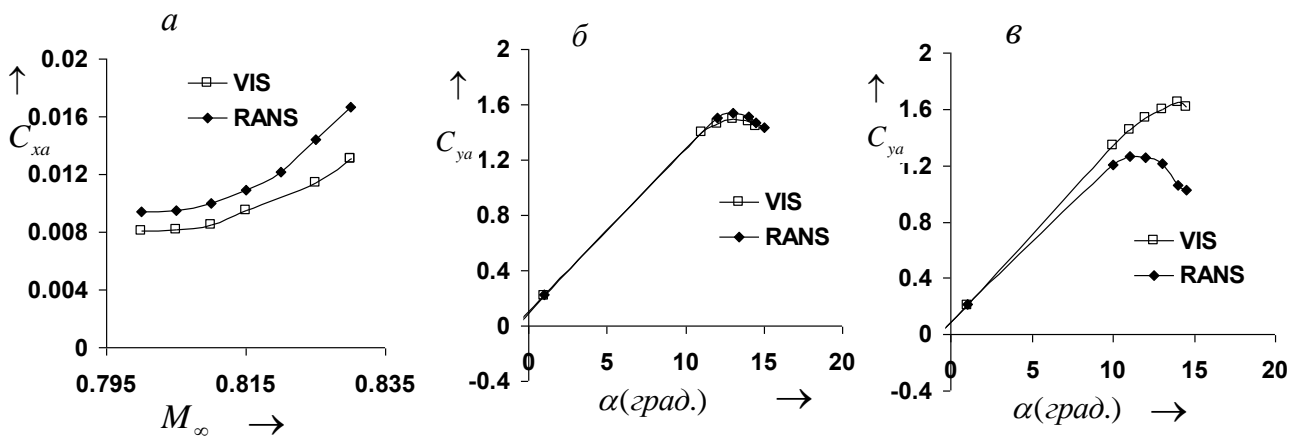


Рисунок 5 Сравнительный анализ АДХ

Характерные зависимости $C_{xa}(M_\infty)$ показаны на рисунке 5а. При оценке $M_{кр}$ реализуются режимы обтекания, на которых волновое сопротивление профиля не велико и отрывы из-под скачка незначительны. Недооценка величины коэффициента сопротивления C_{xa} решателем VISTRAN носит систематический характер и обусловлена в основном наличием ламинарных участков в течении в отличие от решателя RANS, где течение полностью турбулентно. Для таких режимов использование решателя среднего уровня вполне оправданно.

На больших углах атаки, при $M_\infty=0.4$ в течении возникают обширные отрывные зоны сильного вязко-невязкого взаимодействия. Это может приводить как к недооценке величины $C_{ya \max}$, рисунок 5б, так и ее существенной переоценке, рисунок 5в. Использование решателя VISTRAN становится неправомерным. Это связано с тем, что в ряде случаев, согласно решателю среднего уровня, отрыв вместо того, чтобы развиваться в диффузорной области профиля затягивается и начинается с передней кромки, при этом величина носового пика разрежения превышает допустимые значения.

В то же время расчетный эксперимент показывает, что полуэмпирическая оценка величины $C_{ya \max}$ решателем низкого уровня FPE на основании ограничений на величины носового пика и градиента давления в окрестности задней кромки профиля не позволяет оптимизатору выбирать заведомо ложное направление поиска. Поэтому в качестве решателя для первого этапа разрабатываемой процедуры выбираем составной решатель FPEV, который оценивает величину $C_{ya \max}$ решателем FPE, а величину $M_{кр}$ решателем VISTRAN. Составной решатель для второго этапа процедуры RANSV оценивает величину $C_{ya \max}$ решателем RANS, а величину $M_{кр}$ решателем VISTRAN. Выбор решателя RANSV представляется разумным компромиссом между уровнем сложности и экономичностью решателя. На рисунке 6 показано сравнение оптимизируемых критериев для исходной выборки профилей полученных решателями VISTRAN (а), FPEV (б) и RANSV(в).

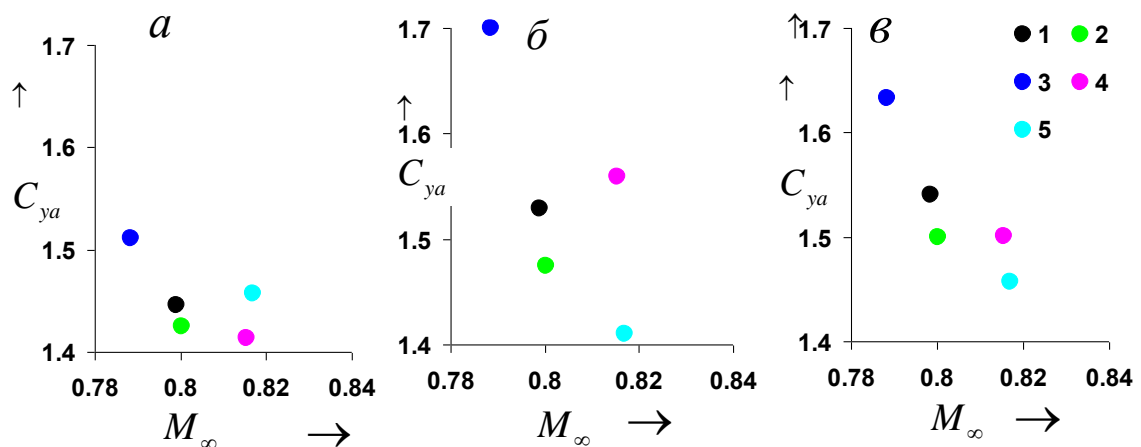


Рисунок 6 Сравнение критериев для исходной выборки из пяти профилей

Сравнение показывает, что оценка величины $C_{ya \max}$ решателем FPE не уступает оценке решателем VISTRAN, а наличие фильтра по величине носового пика разрежения делает его предпочтительным для ПАП.

Параметризацию контура профиля проводим на основе метода PGT, который вектору переменных проектирования ставит в соответствие две монотонные функции, изменяющиеся от 0 до 1, что позволяет на плоскости построить область переменных проектирования внутри квадрата со стороной единичной длины.

Краткое описание метода PGT

Метод PGT основан на понятиях родительской функции и генерирующих функций в отличие от метода CSST [20], который позиционируется как универсальный, но таковым не является [12]. Верхний и нижний контуры и контур толщины профиля записываем, как $y_u(\xi) = y_{u\max} f_u(\xi)$, $y_l(\xi) = -y_{l\max} f_l(\xi)$ и $y_t(\xi) = y_{t\max} f_t(\xi)$, где f_u, f_l, f_t - функции формы, а $y_{u\max}, y_{l\max}, y_{t\max}$ - параметры максимальных относительных толщин. Здесь преобразование $\xi = \sqrt{x}$ введено для устранения особенности производных функций форм в носке профиля. Далее в рассмотрении участвуют функции f_u, f_l и параметры $y_{u\max}, y_{l\max}$. Используем понятие родительской функции $f_p = 4\xi(1-\xi)$. Тогда две генерирующие функции $\xi_u = \frac{(1 \pm \sqrt{1-f_u})^2}{2}$ и $\xi_t = \frac{(1 \pm \sqrt{1-f_t})^2}{2}$ определяют семейство профилей с замкнутой задней кромкой: $f_u = 4\xi_u(1-\xi_u), f_t = 4\xi_t(1-\xi_t)$, а два их трех параметров толщин определяют конкретный экземпляр семейства.

Обобщим этот результат на общий случай профилей, имеющих конечную толщину задней кромки, y_{te} , и введем в рассмотрение две родительские (эталонные) функции: $f_{pu} = 4 \xi a_u (1 - a_u \xi)$, $f_{pt} = 4 \xi a_t (1 - a_t \xi)$. Здесь $a_u = (1 + \sqrt{1 - y_{te} / y_{u\max}}) / 2$, $a_t = (1 + \sqrt{1 - y_{te} / y_{t\max}}) / 2$.

Тогда две генерирующие функции $\xi_u = \frac{(1 \pm \sqrt{1-f_u})^2}{2a_u}$ и $\xi_t = \frac{(1 \pm \sqrt{1-f_t})^2}{2a_t}$

определяют семейство профилей с задней кромкой, имеющей толщину y_{te} , а параметры $y_{u\max}, y_{t\max}$ - конкретный экземпляр семейства. Родительская функция и функции форм показаны на рисунке 7.

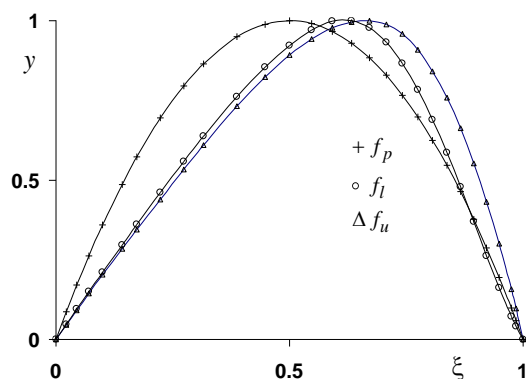


Рисунок 7 Функции формы и родительская функция

Функции формы не имеют особенности при $\xi=0$, что позволяет параметризовать их на основе кубического сплайна, или полинома Бернштейна, а в качестве переменных проектирования использовать ординаты функций форм f_u и f_t при фиксированных абсциссах $\xi_i, i=1, \dots, m$, где m - число точек на верхней и нижней поверхности профиля.

Численный эксперимент, проведенный для выборки, состоящей из 11 вертолетных профилей показал, что интерполяционные сплайны для функций форм, для $m=12 \div 14$, аппроксимируют исходные контуры профилей с точностью δ существенно превышающей точность, требуемую при изготовлении моделей для испытаний в АДТ. Это определяет минимальное количество параметров необходимых для параметризации произвольного профиля. Верхний и нижний

контур профиля в плоскости (ξ, y) могут быть аппроксимированы полиномом Бернштейна степени n , (BPO_n). Численный эксперимент показывает, что $n=11 \div 13$ также обеспечивает необходимую точность. Результаты двух типов аппроксимации показаны на рисунке 8а. Некоторое увеличение погрешности при приближении к задней кромке профиля обусловлено сглаживанием (благоприятным) кривизны k , рисунок 8б.

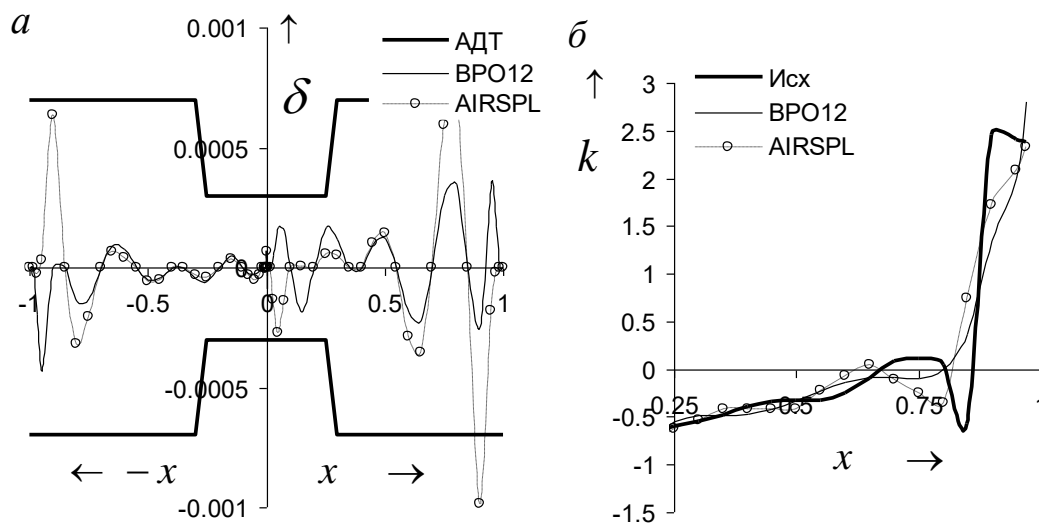


Рисунок 8 АДТ – точность при изготовлении модели, AIRSPL – точность аппроксимации сплайном профиля, BPO12 - точность аппроксимации полиномом Бернштейна

Таким образом, получен важный для практики результат: произвольный контур профиля можно в явном виде аппроксимировать аналитической функцией, и задать таблично n коэффициентами полинома для верхнего и n коэффициентами полинома для нижнего контура, где $n=11 \div 13$. При увеличении n максимальная ошибка аппроксимации δ_m уменьшается, как это показано на рисунке 9.

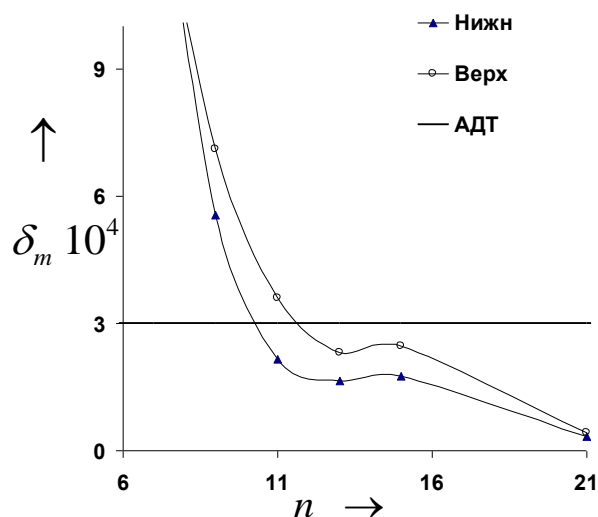


Рисунок 9 Зависимость максимальной ошибки аппроксимации полиномом Бернштейна от его степени

Однако ППП для функций форм не всегда позволяет получать аэродинамически пригодные формы профилей в ходе решения оптимизационной задачи из-за того что положение максимумов функций форм, вообще говоря, меняется. Введение в рассмотрение генерирующих функций вместо функций форм позволяет строго фиксировать в процессе оптимизации величины максимальных относительных толщин на основе задания интервалов изменения параметров $y_{i \max}$, $y_{l \max}$ и автоматически выполнять условие заданной толщины задней кромки. Для функций форм пришлось бы формулировать дополнительные условия в виде равенств или неравенств и добавлять их в виде штрафных функций, усложняя задачу оптимизации.

Таким образом, предпочтительным представляется ППП, образованное генерирующими функциями, принадлежащими довольно ограниченному классу функций монотонно возрастающих от 0 до 1. Для краткости обозначим этот класс как М.

На рисунке 10а приведены зависимости ξ_u , а на рисунке 10б приведены зависимости ξ_t для выборки из 11 вертолетных профилей.

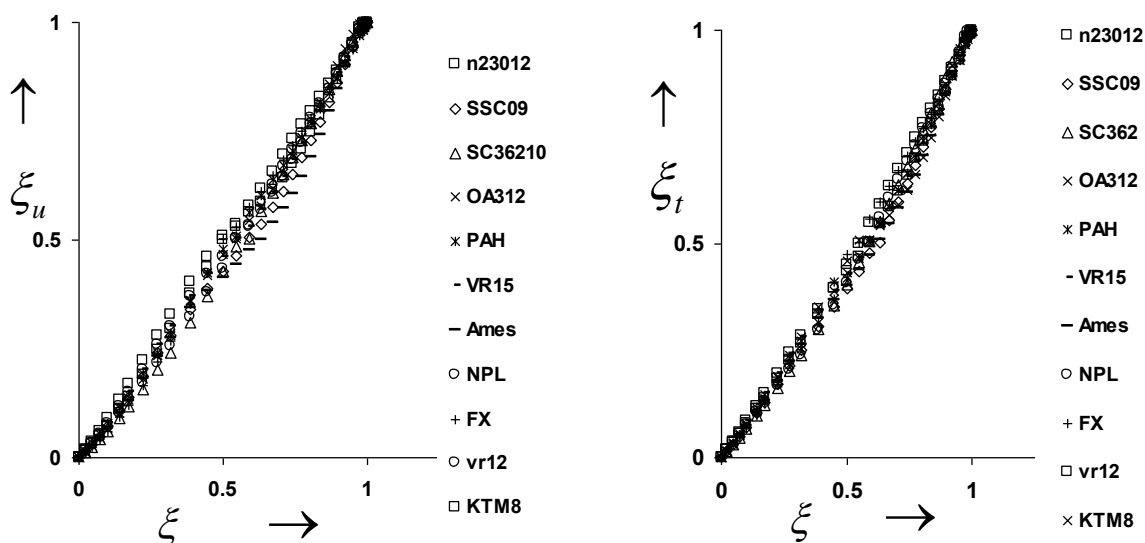


Рисунок 10 Генерирующие функции метода PGT

Таким образом, ППП метода PGT состоит из двух областей, ограниченных двумя кривыми класса M и обладает важным свойством селективности. Из большой области всегда можно выбрать подобласть, образованную такой выборкой генерирующих функций, которая лучше соответствует оптимизационной задаче.

Здесь следует отметить, что принципы метода PGT непосредственно применимы для 3-d каркасных поверхностей, в том числе поверхностей типа фюзеляж.

Далее двухшаговая ПАП развита для вертолетных профилей для основных сечений лопасти НВ. На первом шаге процедуры улучшаем исходную выборку профилей на основе решателя FPEV и выбранных для оптимизации критериев. Для этого около каждого из профилей создаем локальное ППП, в котором ищем глобальный оптимум на основе решателя FPEV. Локальное ППП создаем добавлением к генерирующим функциям специальных функций:

$$f_{cor} = A \xi^a (1 - \xi^b) / y_m, \text{ где } y_m = \xi_m^a (1 - \xi_m)^b \text{ и } \xi_m = a / (a + b).$$

Здесь параметр A определяет амплитуду функции, параметры a, b - форму кривой. На рисунке 11 показан пример локального ППП и вид функции f_{cor} при разных значениях параметров a, b . Верхнюю и нижнюю границы области определяем по формуле: $\xi_u = \xi_{u0} (1 \pm f_{cor})$, где ξ_{u0} - исходная генерирующая функция.

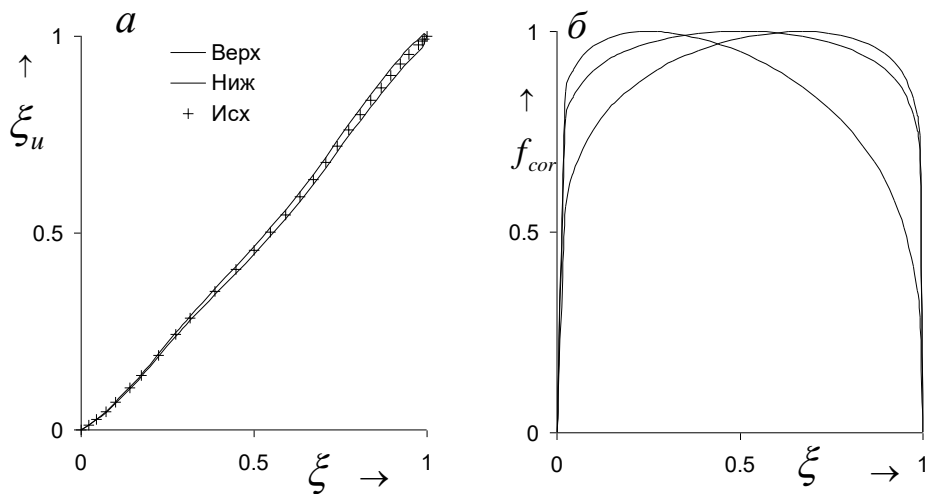


Рисунок 11: а - Локальное ППП около исходной функции ξ_{u0} , б - функция f_{cor} при разных значениях параметров a, b и $A = 1$

Наилучшее сочетание параметров a, b и A определяем в ходе численного эксперимента. Очевидным достоинством метода PGT является возможность построения такой области (ППП), которая наиболее подходит для конкретной задачи. При этом геометрические ограничения учитываются при формировании границ области без необходимости введения их в целевую функцию. Численный эксперимент показывает, что даже в локальном ППП существует множество локальных оптимумов. Поэтому для нахождения наилучшего оптимума необходимо использование глобального поиска на основе оптимизатора GA.

В качестве переменных проектирования используем ординаты генерирующих функций ξ_{ui} и ξ_{li} при фиксированных абсциссах ξ_i , $i = 1, \dots, m$. $i = 1, \dots, m$, где m - число точек на верхнем контуре и на контуре толщины.

Численный эксперимент, проведенный для выборки, состоящей из 11 вертолетных профилей, показал, что так же как было установлено ранее для функций форм (рисунок 8), интерполяционные сплайны для генерирующих функций для $m = 12 \div 14$ аппроксимируют исходные контуры профилей с точностью существенно превышающей точность требуемую при изготовлении моделей для испытаний в АДТ. Такой же по точности результат получаем и для интерполяционного полинома Бернштейна степени $n = 11 \div 13$. Далее в ходе решения оптимизационной задачи принято $m = 12$. Для пяти профилей, полученных в результате решения локальных оптимизационных задач, определяем функции форм и генерирующие функции.

Уточним тот факт, что ППП состоит из двух областей в которых переменные проектирования есть ординаты двух генерирующих функций, каждую из которых задаем m точками. Размерность вектора переменных проектирования составляет $\dim = 2m + 2$, поскольку для генерации полного контура профиля необходимо задание еще двух параметров - максимальной относительной толщины профиля и максимальной относительной толщины верхнего контура.

На рисунках 12а, 12б показаны соответственно исходная и редуцированная области для генерирующих функций для верхнего контура.

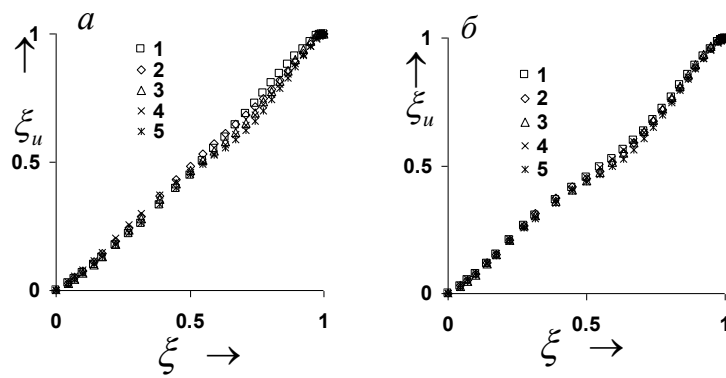


Рисунок 12 Генерирующие функции для верхнего контура: а - исходное ППП,
 б - редуцированное ППП

На рисунке 13а, 13б показаны соответственно исходная и редуцированная области для генерирующих функций для контура толщины.

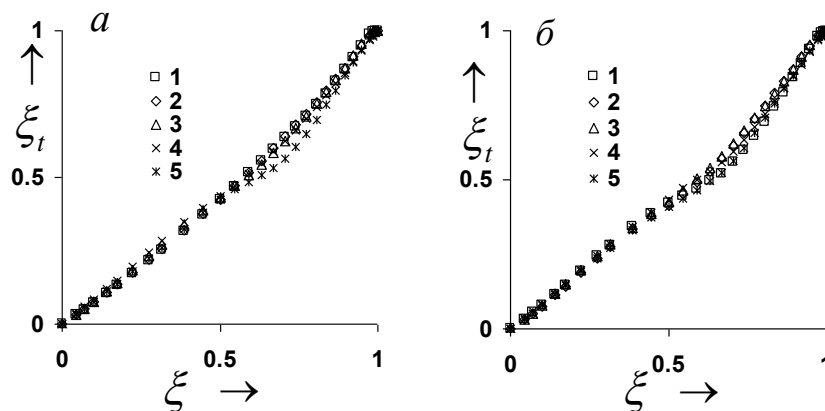


Рисунок 13 Генерирующие функции для контура толщины: а - исходное ППП,
 б - редуцированное ППП

Редуцированные области стали более узкими и изменили свою форму по сравнению с исходными областями согласно условиям оптимизационной задачи. Для создания редуцированных областей потребовалось порядка 1000 итераций (расчетов целевой функции на основе решателя низкого уровня). Далее продолжаем решение оптимизационной задачи на основе решателя высокого уровня *RANSV* в редуцированном ППП (две области на рисунках 12 б, 13б).

В результате решения оптимизационной задачи получаем две генерирующие функции и два значения относительных толщин оптимального профиля. На рисунке 14а показана первая редуцированная область (ППП), ограниченная двумя функциями (UP и LO) и функция, генерирующая верхний контур оптимального профиля. На рисунке 14б показана вторая редуцированная область (ППП) и функция, генерирующая контур толщины оптимального профиля.

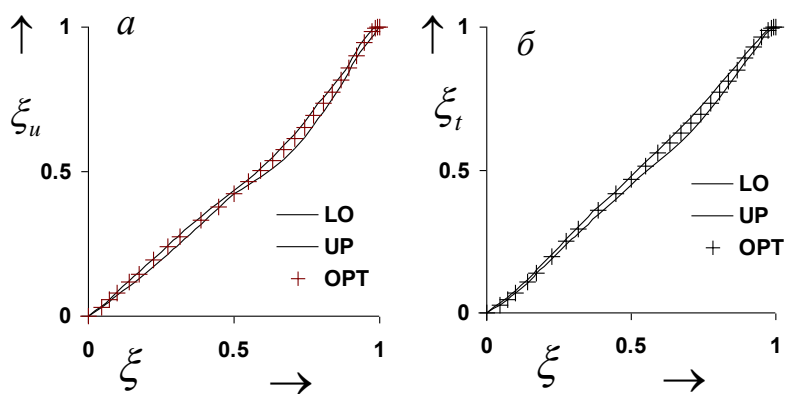


Рисунок 14 Генерирующие функции оптимального профиля

История сходимости значений целевой функции G к оптимуму в зависимости от номера итерации n и контур оптимального профиля показаны на рисунке 15.

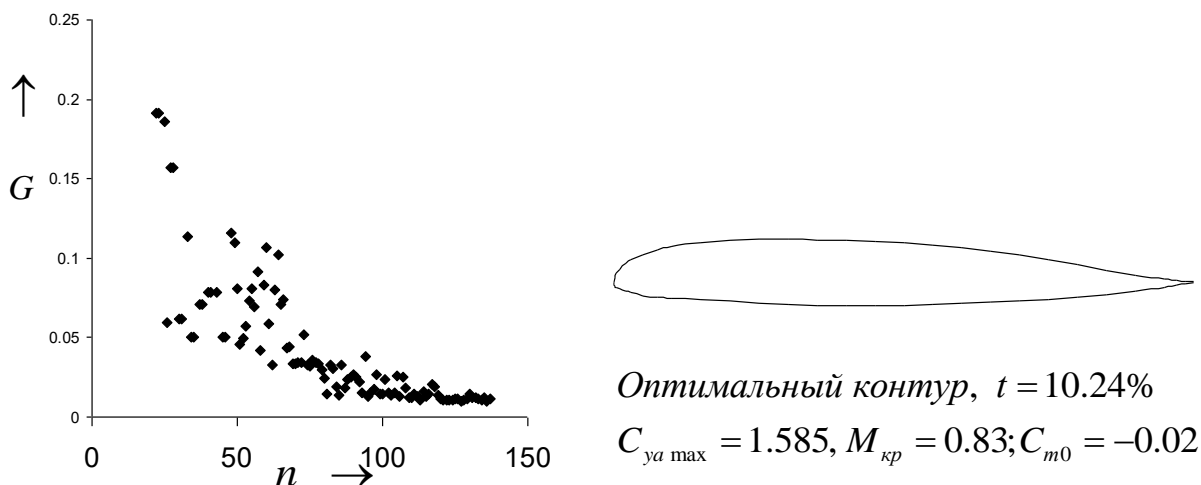


Рисунок 15 История сходимости и контур оптимального профиля

Отметим, что оптимум в редуцированном ППП определяется достаточно быстро и после 100 итераций он практически найден. Учитывая тот факт, что создание редуцированного ППП потребовало около 1000 итераций, двухшаговая процедура оптимизации по времени счета оказывается в несколько раз (около 10) эффективней одношаговой процедуры.

Анализ результатов

Следует отметить, что сравнение эффективности процедур ПАП правомерно проводить при решении одинаковых задач и одинаковых решателях, что возможно только в исключительных случаях. Альтернативное сравнение возможно по конечным результатам аэродинамического проектирования, которые наглядно представлены на рисунке 16 на плоскости оптимизируемых критериев ($C_{y \max}$, $M_{кр}$).

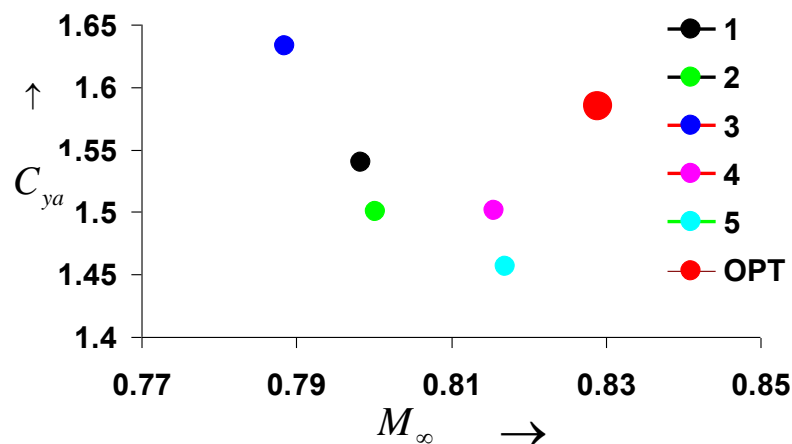


Рисунок 16 Сравнение оптимального профиля с исходной выборкой профилей на плоскости оптимизируемых критериев

На рисунке 16 показаны АДХ, рассчитанные решателем высокого уровня RANSV для исходной выборки профилей, которая соответствует лучшим отечественным и известным зарубежным профилям, и оптимального профиля.

Основной эффект достигнут за счет применения универсального параметризатора на основе метода PGT позволившего с одной стороны существенно улучшить оптимизируемые аэродинамические критерии, а с другой стороны существенно уменьшить количество итераций, необходимых для нахождения оптимума на основе обоснованной редукции исходного пространства переменных проектирования.

Также необходимо отметить, что метод PGT может быть эффективно использован при решении пространственных задач аэродинамического проектирования для параметризации каркасных несущих поверхностей и поверхностей типа фюзеляжа.

Заключение

Дополнена универсальная математическая модель PGT, имеющая наглядную геометрическую интерпретацию и позволяющая на плоскости построить упорядоченное ППП, генерирующее произвольные профили, в том числе с заданной толщиной задней кромки и закругленной задней кромкой.

Создана двухшаговая ПАП, в которой ППП для решателя высокого уровня формируется на основе редукции исходного ППП метода PGT и решения локальных оптимизационных задач для решателя низкого уровня.

Двухшаговая процедура по времени счета оказывается в несколько раз (около 10) эффективней одношаговой процедуры.

Сравнение с предыдущим уровнем на плоскости аэродинамических критериев для вертолетных профилей для основных сечений подтверждает эффективность поиска оптимума на основе метода PGT

Список источников

1. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Карась О.В., Ковалев В.Е. Развитие методов аэродинамического проектирования крейсерской компоновки дозвуковых самолетов // Труды ЦАГИ. 2002. № 2655. С. 133-145.
2. Leoviriyakit K., Jameson A. Aerodynamic shape optimization of wings including planform variables // 41st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA paper 2003-0210, Reno, Nevada, 2003.
3. Lyu G.K., Kenway G., Martins J.R., Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark // AIAA Journal, 2014, vol. 53, no. 4, pp. 968-985. DOI: [10.2514/1.J053318](https://doi.org/10.2514/1.J053318)
4. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30875>
5. Вершков В.А., Крицкий Б.С., Махнев М.С. и др. Сравнение результатов численного моделирования обтекания несущего винта в различных пакетах программ // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=72704>
6. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе

- нелинейной лопастной вихревой теории // Труды МАИ. 2010. № 38. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=14148>
- 7.Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=65636>
- 8.Анимица В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамическое проектирование вертолетных профилей ЦАГИ // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 16-28.
- 9.Никольский А.А. Нелинейные зависимости подъемной силы от угла атаки в теории несущей линии // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46. № 8. С. 30-41.
10. Павленко Н.С., Сыпало К.И., Кириллов О.Е. и др. Перспективы увеличения максимальной скорости горизонтального полета вертолета одновинтовой схемы // Полет. 2020. № 4. С. 10-18.
11. Nikolsky A.A. About a geometric genotype of shapes of airfoils // Tsagi Science Journal, 2014, vol. 45, no. 5, pp. 417-429.
12. Nikolsky A.A. Universal geometric transformation method PGT for aircraft design // 44th European rotorcraft forum, 2018, vol. 1, no, 40, pp. 456-467.
13. Nikolsky A.A. Generalized inverse airfoil problem // Tsagi Science Journal, 2012, vol. 43, no. 6, pp. 775-786.
14. Никольский А.А. Аэродинамическое проектирование вертолетных профилей методом решения обобщенной обратной задачи // Труды МАИ. 2013. № 88. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=70417>

15. Wright A.H. Genetic Algorithms for Real Parameter // Foundations of Genetic algorithms I. 1990, pp. 205-218. DOI: [10.1016/B978-0-08-050684-5.50016-1](https://doi.org/10.1016/B978-0-08-050684-5.50016-1)
16. Powell M.J.D. The BOBYQA algorithm for bound constrained optimization without derivatives, DAMTP, 2009, no. A 06, 39 p.
17. Bauer F., Garabedian P., Korn D. Supercritical Wing Sections III, New York: Springer-Verlag, 1978, 184 p.
18. Lyapunov S.V., Wolkov A.V. Numerical Prediction of Transonic Viscous Separated Flow Past an Airfoil // Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1994, vol. 6, no. 1, pp. 49-63.
19. Программный пакет ANSYS Fluent. URL: <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>
20. Brenda K., Kulfan B., Bussoletti John E. "Fundamental" Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes // 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2006. DOI: [10.2514/6.2006-6948](https://doi.org/10.2514/6.2006-6948)

References

1. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Karas' O.V., Kovalev V.E. *Trudy TsAGI*, 2002, no. 2655, pp. 133-145.
2. Leoviriyakit K., Jameson A. Aerodynamic shape optimization of wings including planform variables, *41st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA paper 2003-0210, Reno, Nevada, 2003.

3. Lyu G.K., Kenway G., Martins J.R., Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark, *AIAA Journal*, 2014, vol. 53, no. 4, pp. 968–985. DOI: [10.2514/1.J053318](https://doi.org/10.2514/1.J053318)
4. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30875>
5. Vershkov V.A., Kritskii B.S., Makhnev M.S. et al. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=72704>
6. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Trudy MAI*, 2010, no. 38. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14148>
7. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Trudy MAI*, 2016, no. 87. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=65636>
8. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 16-28.
9. Nikol'skii A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 8, pp. 30-41.
10. Pavlenko N.S., Sypalo K.I., Kirillov O.E. et al. *Polet*, 2020, no. 4, pp. 10-18.
11. Nikolsky A.A. About a geometric genotype of shapes of airfoils, *Tsagi Science Journal*, 2014, vol. 45, no. 5, pp. 417-429.
12. Nikolsky A.A. Universal geometric transformation method PGT for aircraft design, *44th European rotorcraft forum*, 2018, vol. 1, no. 40, pp. 456-467.
13. Nikolsky A.A. Generalized inverse airfoil problem, *Tsagi Science Journal*, 2012, vol. 43, no. 6, pp. 775-786.
14. Nikol'skii A.A. *Trudy MAI*, 2013, no. 88. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=70417>

15. Wright A.H. Genetic Algorithms for Real Parameter, *Foundations of Genetic algorithms I*, 1990, pp. 205-218. DOI: [10.1016/B978-0-08-050684-5.50016-1](https://doi.org/10.1016/B978-0-08-050684-5.50016-1)
16. Powell M.J.D. *The BOBYQA algorithm for bound constrained optimization without derivatives*, DAMTP, 2009, no. A 06, 39 p.
17. Bauer F., Garabedian P., Korn D. *Supercritical Wing Sections III*, New York: Springer-Verlag, 1978, 184 p.
18. Lyapunov S.V., Wolkov A.V. Numerical Prediction of Transonic Viscous Separated Flow Past an Airfoil, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 1994, vol. 6, no. 1, pp. 49-63.
19. *Programmnyi paket ANSYS Fluent.* URL: <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>
20. Brenda K., Kulfan B., Bussoletti John E. "Fundamental" Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes, *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2006. DOI: [10.2514/6.2006-6948](https://doi.org/10.2514/6.2006-6948)

Статья поступила в редакцию 17.10.2023

Одобрена после рецензирования 14.12.2023

Принята к публикации 27.02.2024

The article was submitted on 17.10.2023; approved after reviewing on 14.12.2023; accepted for publication on 27.02.2024