

Труды МАИ. 2023. № 131
Trudy MAI, 2023, no. 131

Научная статья
УДК 533.692.6
DOI: [10.34759/trd-2023-131-13](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-13)

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ ВЕРТОЛЕТНЫХ ПРОФИЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИОННОМ ДИАПАЗОНЕ ИЗМЕНЕНИЯ УГЛОВ АТАКИ И ЧИСЕЛ МАХА

Андрей Леонидович Тарасов

Филиал Военного учебно-научного центра военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

Сызрань, Россия

andreyt4884@mail.ru

Аннотация. В работе представлены результаты расчета распределенных и интегральных аэродинамических характеристик вертолетных профилей НАСА0012, НАСА23012, VR12 и НН02 в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха, полученные методом численного моделирования на основе RANS. Моделирование обтекания вертолетных профилей проводилось с учетом наличия ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на их поверхности, наличия срывных явлений и сжимаемости потока. Расчеты проводились с использованием программного комплекса ANSYS Fluent. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с данными известных экспериментальных исследований. Дано описание особенностей используемых для расчетов конечно-

разностных сеток, граничных и начальных условий, модели турбулентности, настроек решателя. Распределенные аэродинамические характеристики профилей представлены в виде координатных диаграмм распределения коэффициента давления по их обводам. Интегральные аэродинамические характеристики профилей представлены в виде графических зависимостей и диаграмм. По результатам проведенных расчетов выявлены закономерности поведения распределенных и интегральных аэродинамических характеристик исследуемых профилей при изменении условий обтекания во всем возможном эксплуатационном диапазоне работы. Приведено сопоставление и сравнительный анализ характеристик исследуемых профилей, определяющих их аэродинамические совершенство. Результаты работы могут быть использованы при разработке вертолетных профилей, решении прямых и обратных задач оптимизации их форм, а также при проведении расчетов по определению аэродинамических характеристик профилей лопастей вертолетных винтов методами CFD во всем возможном эксплуатационном диапазоне их работы по углам атаки и числам Маха.

Ключевые слова: вертолетный профиль, вычислительная аэродинамика, аэродинамические характеристики

Для цитирования: Тарасов А.Л. Численное исследование особенностей обтекания вертолетных профилей в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха // Труды МАИ. 2023. № 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-13](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-13)

Original article

FLOW CHARACTERISTICS IN THE OPERATIONAL RANGE ANGLES OF ATTACK AND MACH NUMBERS NUMERICAL INVESTIGATION OF HELICOPTER AIRFOILS

Andrey L. Tarasov

Branch of the Military Training and Scientific Center of the Air Force «Air Force Academy named after N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»,

Syzran, Russia

andreyt4884@mail.ru

Abstract. The article presents the results of calculation of distributed and integral aerodynamic characteristics of helicopter airfoils NACA0012, NACA23012, VR12 and HH02 in the operational range of changes in angles of attack and Mach numbers, obtained by numerical simulation based on RANS. Modeling of helicopter airfoils flow was carried out considering the presence of a laminar-turbulent transition in the boundary layer on their surface, the presence of disruptive phenomena and compressibility of the flow. Calculations were performed by using the ANSYS Fluent software package. The results obtained are satisfied with the data of known experimental studies. The description of the features of finite-difference mesh used for calculations, boundary and initial conditions, turbulence models, solver settings is given. The distributed aerodynamic characteristics of the airfoils are presented in the form of coordinate diagrams of the distribution of the pressure coefficient over their contours. Integral airfoils aerodynamic characteristics are presented in the form of graphical dependencies and diagrams. According to the results of

the calculations, the patterns of behavior of the distributed and integral aerodynamic characteristics of the studied airfoils are revealed when the flow conditions change in the entire possible operational range of operation. The comparison and comparative analysis of the studied airfoils characteristics determining their aerodynamic perfection are also given. The results of the work can be used in the development of helicopter profiles, direct and inverse problem solution to optimize their shapes, as well as in the process of performing calculations to determine the aerodynamic characteristics of helicopter propeller blade airfoils by CFD methods in the entire possible operational range of their operation at angles of attack and Mach numbers.

Keywords: helicopter airfoil, computational fluid dynamics, aerodynamic characteristics

For citation: Tarasov A.L. Flow characteristics in the operational range angles of attack and Mach numbers numerical investigation of helicopter airfoils. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-13](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-13)

Аэродинамическое совершенство несущих винтов вертолетов во многом определяется применяемыми профилями их лопастей [1, 2]. Разработка и оптимизация формы вертолетных профилей требует понимания структуры их обтекания во всем эксплуатационном диапазоне работы, а также особенностей распределенных и интегральных аэродинамических характеристик [3–7].

В настоящее время, в связи со значительным прогрессом в развитии численных методов и увеличением мощностей ЭВМ, при проектировании летательных аппаратов и их составных частей все чаще применяют компьютерный анализ с использованием средств вычислительной аэродинамики (CFD).

Применение CFD является более дешевым и информативно полным, чем соответствующие натурные и (или) модельные эксперименты, а во многих случаях – это единственный способ получения необходимой информации [8–14].

Целью работы является исследование особенностей обтекания, а также получение суммарных и распределенных аэродинамических характеристик профилей лопастей вертолетных винтов в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS).

С практической точки зрения для проведения исследований наибольший интерес представляют профили с относительными толщинами 10–15 %. Такие профили характерны для средних сечений лопастей, занимающих основную часть их размаха и во многом определяющих аэродинамические характеристики всего несущего винта вертолета на всех режимах полета [15].

Объектом исследования выбраны вертолетные профили NACA0012, NACA23012, VR12 (BOEING-VERTOL) и HN02 (HUGHES HELICOPTERS), используемые для формирования сечений лопастей некоторых современных вертолетов. Контуры данных профилей представлены на рис. 1–4 (для большей наглядности масштаб рисунка по оси ординат увеличен).

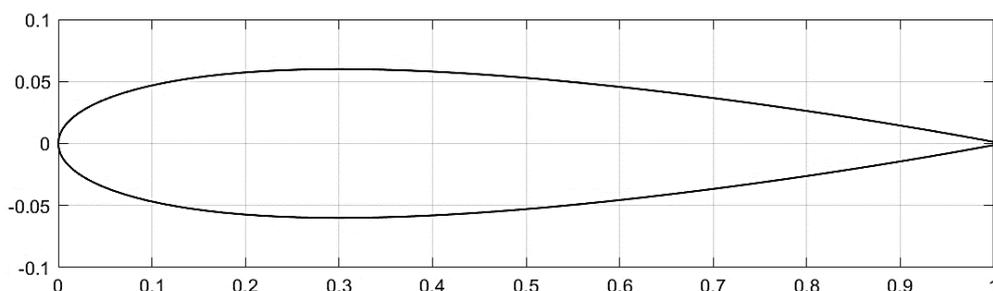


Рис. 1. Контур профиля NACA0012

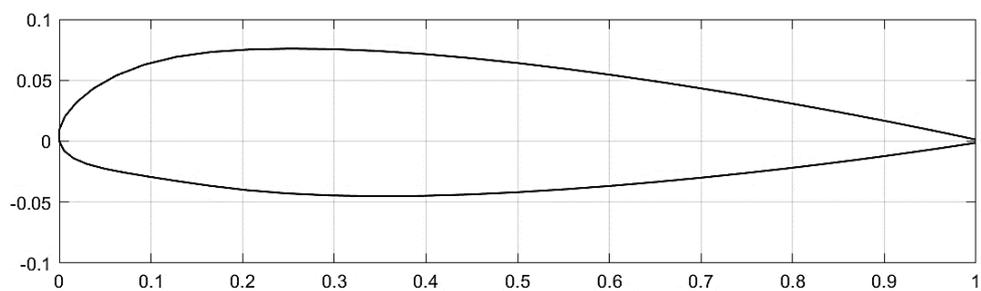


Рис. 2. Контур профиля NACA23012

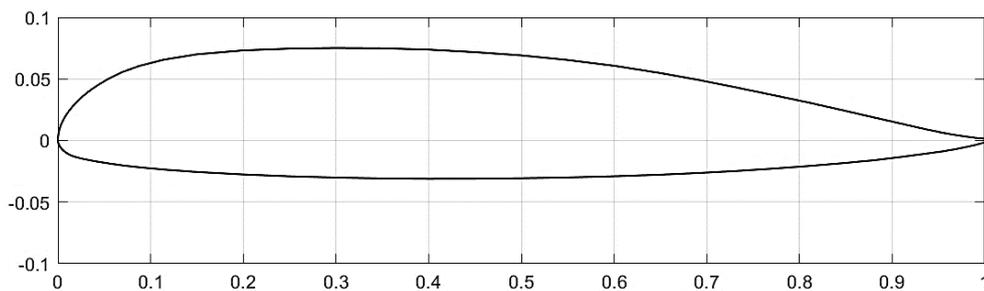


Рис. 3. Контур профиля VR12

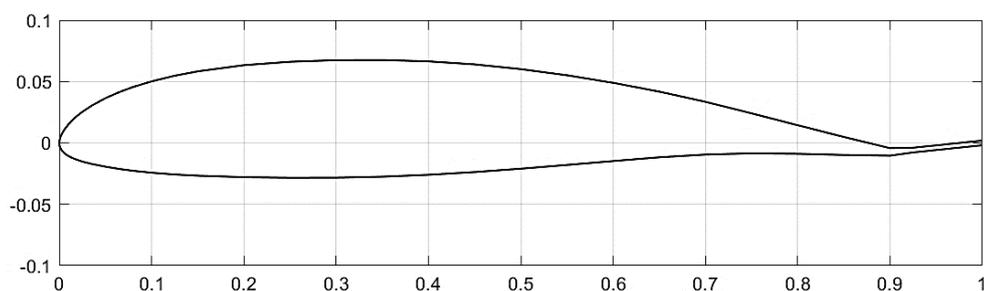


Рис. 4. Контур профиля NN02

Основные геометрические характеристики профилей представлены в табл. 1.

Табл. 1. Основные геометрические характеристики профилей

	NACA0012	NACA23012	VR12	NN02
Относительная толщина \bar{c} , %	12	12	10,6	9,6
Относительное положение максимальной толщины \bar{x}_c , %	30	29,8	35	30
Относительная вогнутость \bar{f} , %	0	1,8	2,3	2
Относительное положение максимальной вогнутости \bar{x}_f , %	0	12,7	20	40

Расчеты производились с использованием программного комплекса ANSYS Fluent (лицензия ВУНЦ ВВС «ВВА» № 1022486). Результаты моделирования оценивались сравнением с данными экспериментальных исследований [16].

Задача решалась в двумерной постановке. CFD-объем с расчетной сеткой представлен на рис. 5. Использовались следующие удаления граничных условий от контура профиля: вперед, вверх и вниз – по 5 хорд, назад – 10 хорд. Также в процессе расчета вблизи данных границ осуществлялся контроль диссипации вносимых в поток профилем возмущений на основе анализа полей скоростей и давлений. Использовались следующие граничные условия (в терминологии программного комплекса ANSYS Fluent): контур профиля – Stationary Wall (условие прилипания и не протекания на неподвижной поверхности в виде $V_x = V_y = 0$), контур расчетной области – Pressure Far-Field (постоянное давление и направление потока на удалении от объекта).

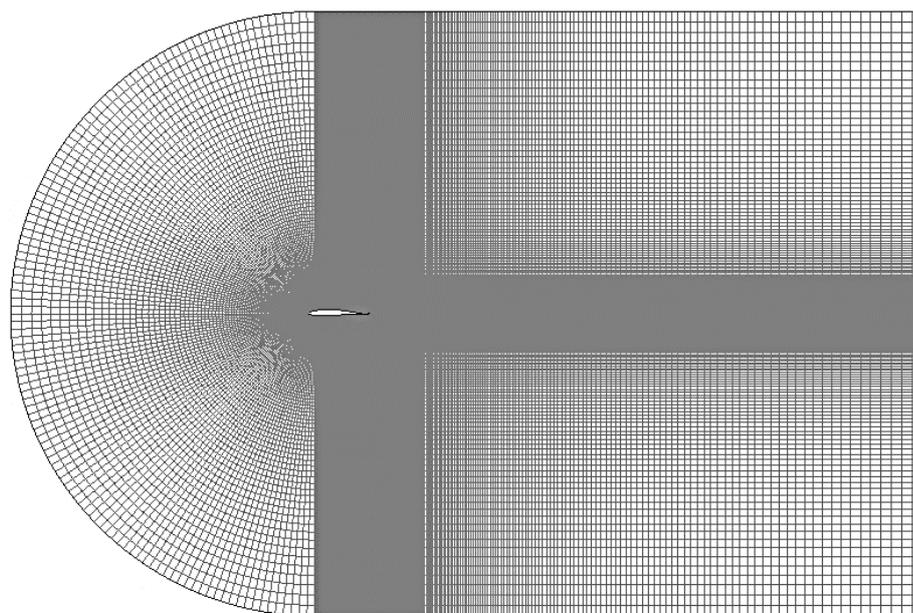


Рис. 5. Расчетная область и конечно-разностная сетка

Плоская структурированная конечно-разностная расчетная сетка, содержащая около одного миллиона ячеек, генерировалась в редакторе ANSYS Meshing с использованием стандартных инструментов Edge Sizing и Face Meshing. При построении сетки было обеспечено сгущение узлов в области закругления и в поперечном направлении к поверхности профиля; также малыми пространственными шагами разрешались зоны торможения, разгона и слияния потока (рис. 6) [17]. С целью моделирования срыва потока с поверхности профиля на больших углах атаки осуществлено разрешение пограничного слоя специальной «пограничной» сеткой, состоящей из тонких четырехугольников (значение относительного расстояния до поверхности (y^+) обеспечено менее 1) [18].

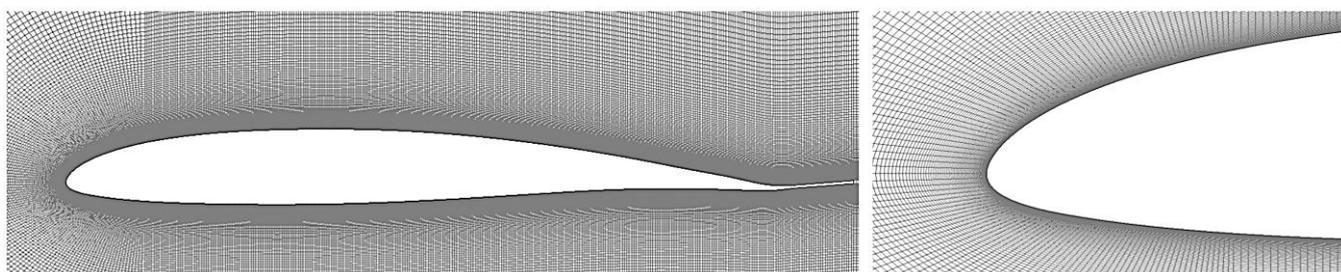


Рис. 6. Расчетная сетка вблизи контура профиля НН02

Основными критериями качества формы элементов (ячеек) для ANSYS Fluent являются Orthogonal Quality (ортогональность) и Skewness (скошенность). При построении расчетных сеток было обеспечено: Orthogonal Quality 0,78–1 (рекомендуется более 0,1), Skewness 0–0,4 (рекомендуется менее 0,95).

Численное моделирование основывалось на решении системы уравнений Навье-Стокса (включая уравнение энергии), осредненной по Рейнольдсу. В расчетах использовалась модель сжимаемого потока, использующая уравнение

идеального газа для плотности и закон Сазерленда для вязкости. Система уравнений замыкалась моделью турбулентности Лантри-Ментера, в которой реализован ламинарно-турбулентный переход (SST Transition) [19, 20]. Использование данной модели турбулентности позволяет на основе значения величины перемежаемости (Intermittency) определять положение точки ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое.

Задача решалась в стационарной постановке с использованием решателя, основанного на давлении (Pressure-based Coupled Solver).

Для получения сеточно-независимых решений предварительно проведено исследование сеточной сходимости.

На рис. 7 представлены полученные в расчетах распределения значений коэффициента давления c_p по обводам профилей при $M_\infty = 0,4$ (сжимаемость воздуха проявляется слабо) и различных углах атаки α (сплошная линия – распределение c_p по верхней поверхности, пунктирная – по нижней). Представленные координатные диаграммы соответствуют числу $Re = 8,85 \times 10^6$, посчитанному по хорде профилей.

Анализ рисунка позволяет выявить закономерности изменения картины обтекания исследуемых профилей. С увеличением α вследствие сужения струек воздуха коэффициент c_p на верхней поверхности профилей уменьшается, минимальное сечение струек смещается вперед по потоку. На нижней поверхности в носовой части профилей происходит расширение струек. Это приводит к росту коэффициента подъемной силы профилей c_{ya} .

С увеличением кривизны и толщины профиля наблюдается некоторое уменьшение его несущих свойств (частной производной $c_{ya}^\alpha = \frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha}$) вследствие влияния пограничного слоя и следа заторможенного потока на структуру обтекания.

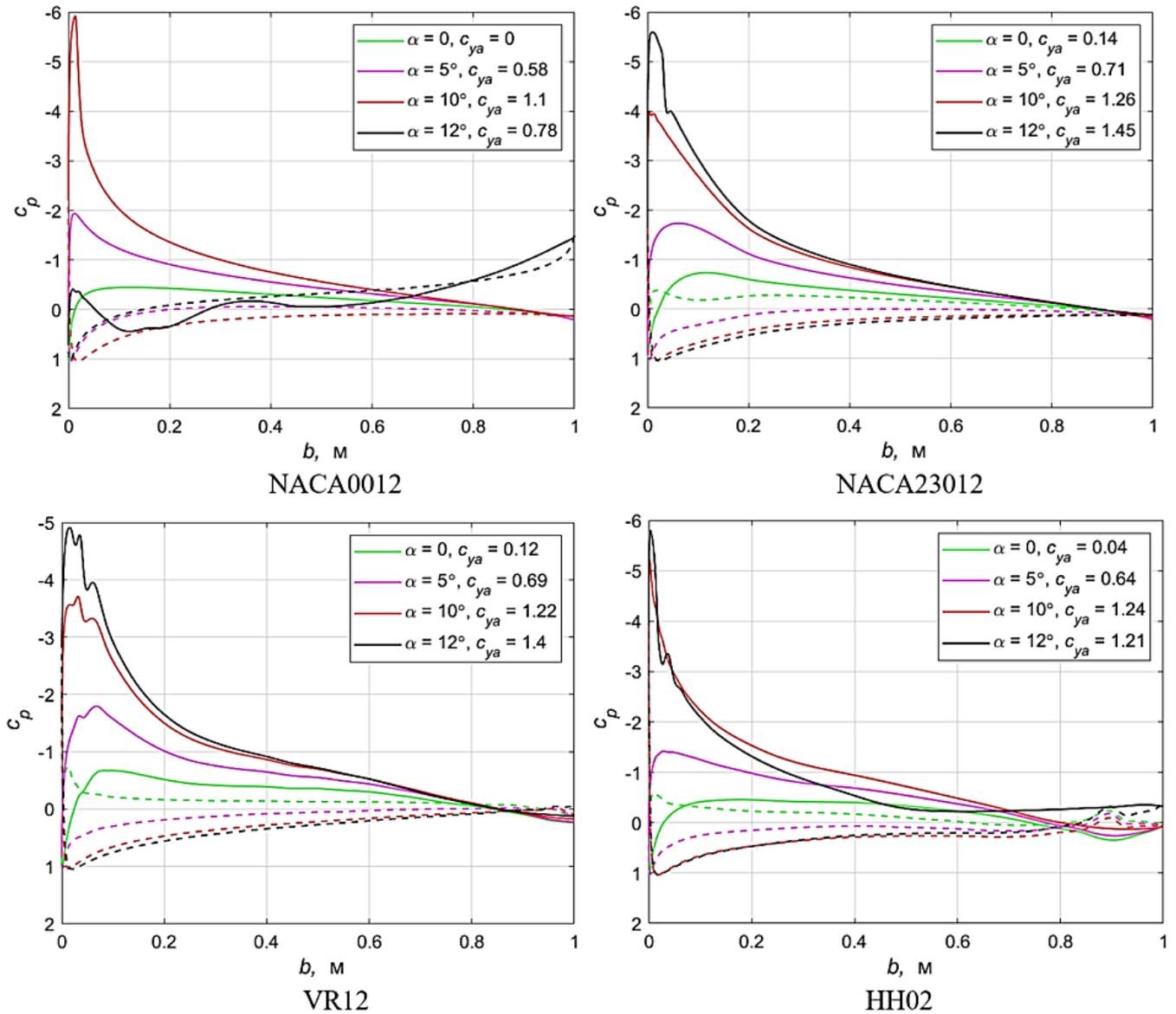


Рис. 7. Координатные диаграммы распределения коэффициента давления

по обводам профилей при $M_\infty = 0,4$ и различных углах атаки

На верхней поверхности профилей NACA0012 и NN02 при $\alpha = 12^\circ$ наличие положительного градиента давления в расширяющихся частях струек приводит к

срыву потока и росту коэффициента c_p . Вследствие этого разность давлений между верхней и нижней поверхностями уменьшается, и подъемная сила профилей падает.

Влияние сжимаемости на структуру обтекания профилей показывает рис. 8, на котором представлены полученные в расчетах распределения коэффициента c_p по обводам профилей при различных числах Маха и $\alpha = 0$. Представленные координатные диаграммы соответствуют числам $Re = 8,85 \times 10^6 (M_\infty = 0,4)$, $Re = 14,38 \times 10^6 (M_\infty = 0,65)$, $Re = 16,63 \times 10^6 (M_\infty = 0,75)$ и $Re = 17,7 \times 10^6 (M_\infty = 0,8)$.

Из рисунка видно, что при $M_\infty > 0,4$ с ростом скорости потока на верхней и нижней поверхностях профилей происходит непропорциональное изменение значений коэффициента c_p . В точках наибольшего разрежения величина коэффициента c_p растет быстрее, чем в точках малого разрежения и повышенного давления. При определенном значении числа M_∞ на верхних и нижних обводах профилей образуются местные сверхзвуковые зоны, замыкаемые скачками уплотнения. При увеличении скорости набегающего потока скачки уплотнения смещаются к задней кромке.

Увеличение кривизны и толщины профиля усиливает деформацию струек, в результате сверхзвуковые зоны возникают при меньших значениях M_∞ .

Наличие триммер-пластины в хвостовой части профиля НН02 приводит к уменьшению значений коэффициента $c_{y\alpha}$.

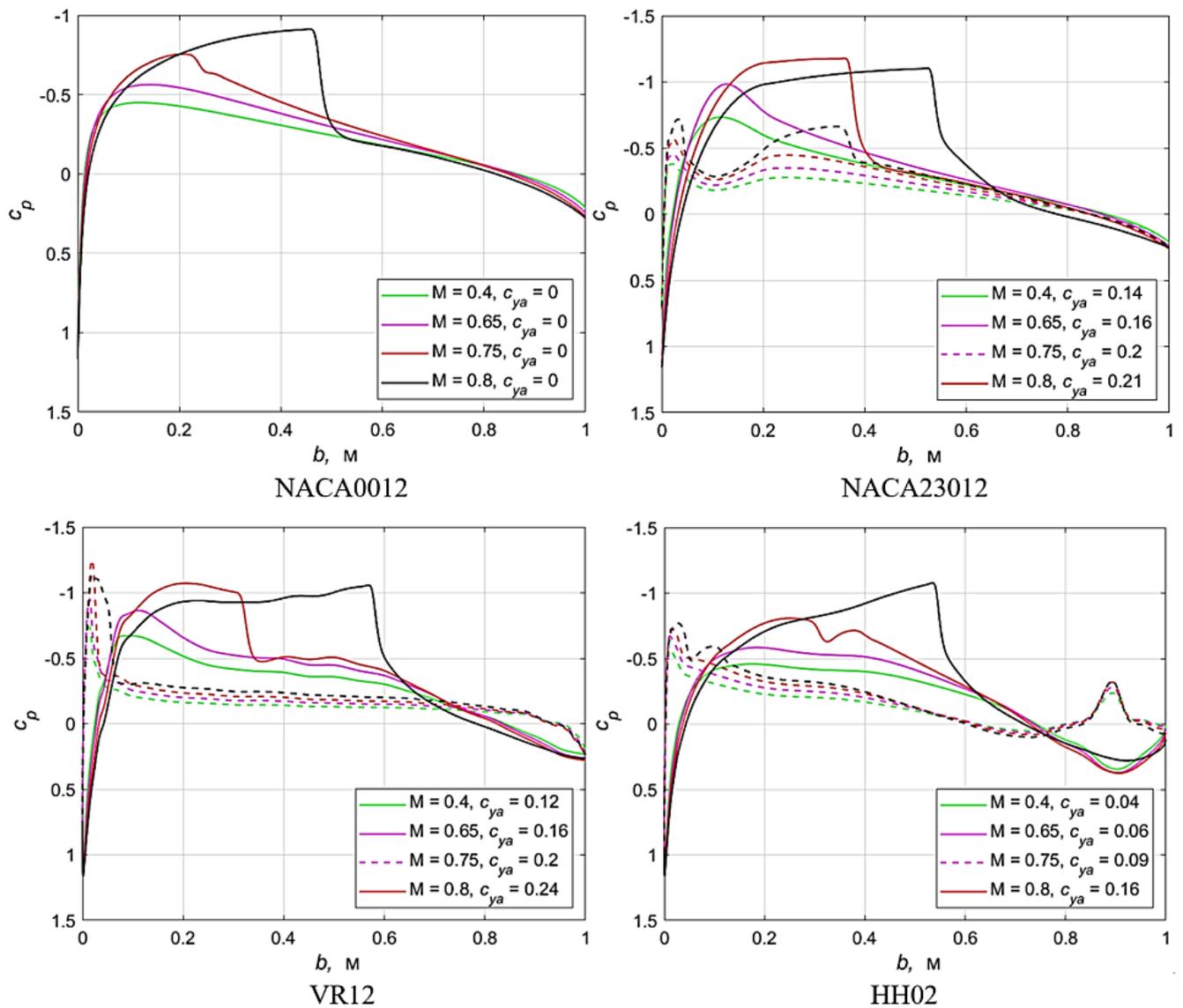


Рис. 8. Координатные диаграммы распределения коэффициента давления по обводам профилей при $\alpha = 0$ и различных числах Маха набегающего потока

Для профилей лопастей несущих винтов современных вертолетов наиболее важными являются следующие интегральные аэродинамические характеристики [4, 5, 15, 21]:

– значение коэффициента максимальной подъемной силы $c_{ya \max}$ при числах Маха 0,3–0,5;

– значение критического числа Маха $M_{кр}$, при котором начинается быстрый рост коэффициента сопротивления профиля при нулевой подъемной силе

c_{x0} (определяемого из условия $\frac{dc_{xa}}{dM_\infty} = 0,1$ при $c_{ya} = 0$);

– значение максимального аэродинамического качества K_{max} в диапазоне чисел Маха 0,5–0,7;

– значение коэффициента продольного момента профиля при нулевой подъемной силе m_{z0} во всем эксплуатационном диапазоне чисел Маха (по абсолютной величине коэффициент m_{z0} должен быть минимален).

Данные характеристики профилей оказывают существенное влияние на максимальную несущую способность винта, потребляемую на различных режимах полета мощность (включая висение), а также уровень нагрузок в системе управления. При этом они являются противоречивыми (улучшение какой-либо одной характеристики, как правило, приводит к ухудшению других).

В зависимости от назначения вертолета выделяют определяющие интегральные аэродинамические характеристики. Например, высокое значение K_{max} профилей при $M_\infty \approx 0,6$ обеспечивает высокое значение относительного к.п.д. несущего винта на режиме висения, что является важным для увеличения грузоподъемности транспортных вертолетов. Для боевых вертолетов определяющими являются $c_{ya max}$ и $M_{кр}$, обеспечивающие им высокие аэродинамические характеристики на режимах маневрирования и горизонтального полета с большими скоростями. Моментные характеристики профилей $m_{z0}(M_\infty)$ в любом случае должны обеспечивать

допустимые для конструкции системы управления вертолета величины шарнирного момента (абсолютная величина m_{z0} должна быть не более 0,015) [5].

На рис. 9–11 представлены интегральные аэродинамических характеристик исследуемых профилей на всех возможных эксплуатационных режимах работы.

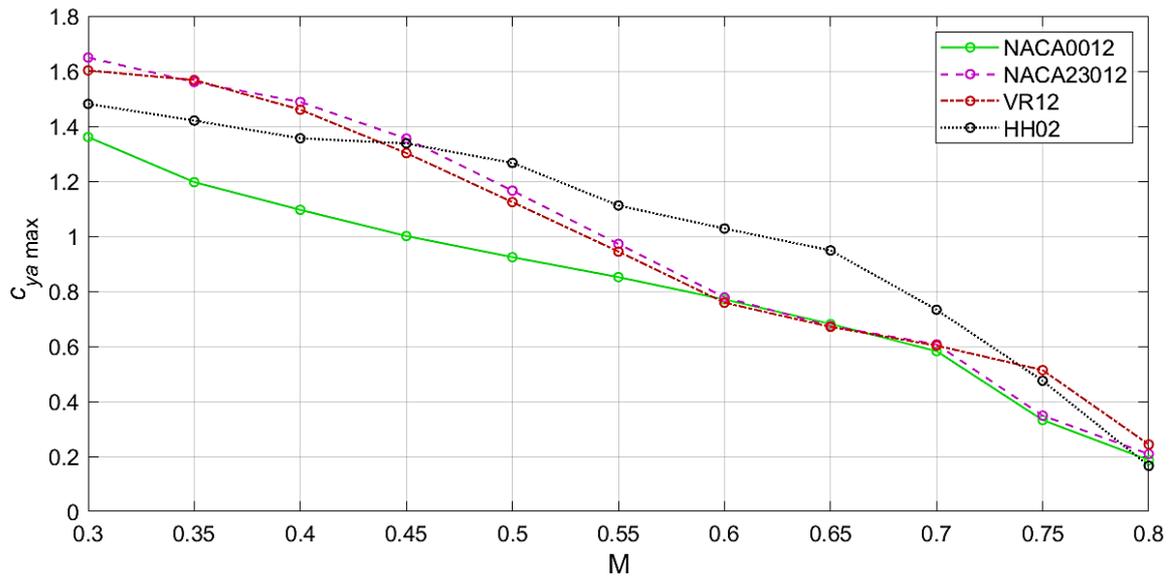


Рис. 9. Зависимости $c_{ya \max}(M_\infty)$ профилей

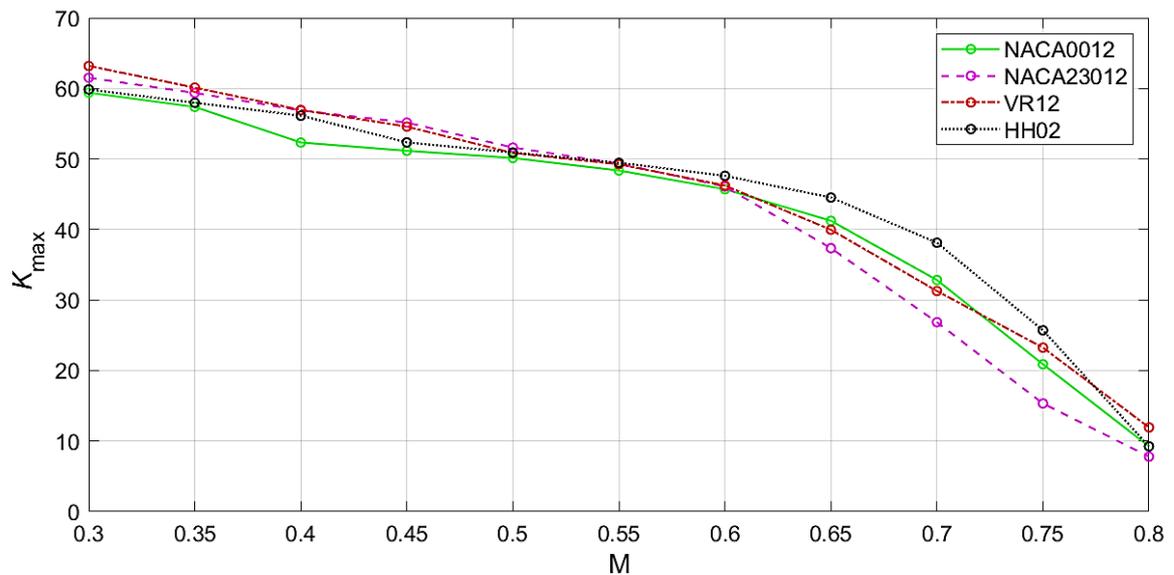


Рис. 10. Зависимости $K_{\max}(M_\infty)$ профилей

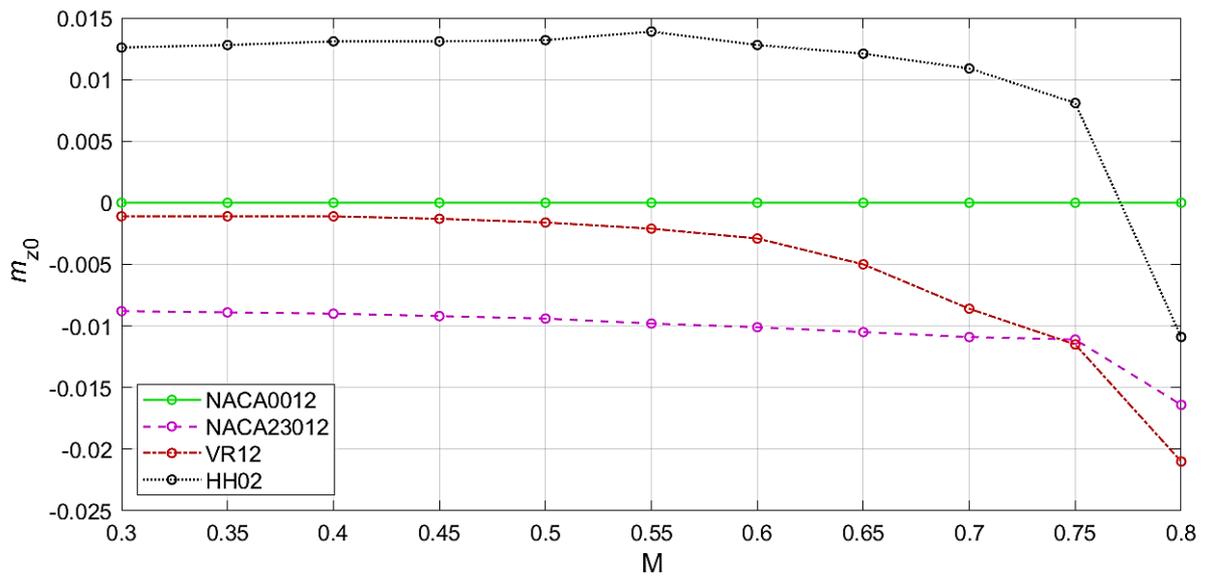


Рис. 11. Зависимости $m_{z0}(M_\infty)$ профилей

При $0,3 \leq M_\infty < 0,45$ наибольшие значения $c_{ya \max}$ имеют профили NACA23012 и VR12. При $0,45 < M_\infty < 0,75$ превосходство по $c_{ya \max}$ имеет профиль NN02. Профиль NACA0012 во всем диапазоне M_∞ обладает наименьшими значениями $c_{ya \max}$. При $M_\infty \approx 0,8$ все исследуемые профили имеют примерно равные $c_{ya \max}$.

Анализ зависимости $K_{\max}(M_\infty)$ профилей показывает, что при $0,3 \leq M_\infty < 0,6$ все профили имеют примерно одинаковые значения максимального аэродинамического качества (за исключением профиля NACA0012 при $M_\infty \approx 0,4$). При $0,6 < M_\infty < 0,75$ наибольшие значения K_{\max} имеет профиль NN02, наименьшие – NACA23012. Также отличительной особенностью профиля NN02 является положительное значение коэффициента m_{z0} в диапазоне $0,3 \leq M_\infty < 0,77$. При этом у всех профилей, за исключением NACA0012, при $M_\infty > 0,55$

наблюдается значительное изменение величины m_{z0} . Профили NACA23012 и VR12 при $M_\infty = 0,8$ имеют значения $|m_{z0}| > 0,015$, что является недопустимым.

На рисунке рис. 12 в виде диаграмм представлено сравнение наиболее важных интегральных аэродинамических характеристик исследуемых профилей.

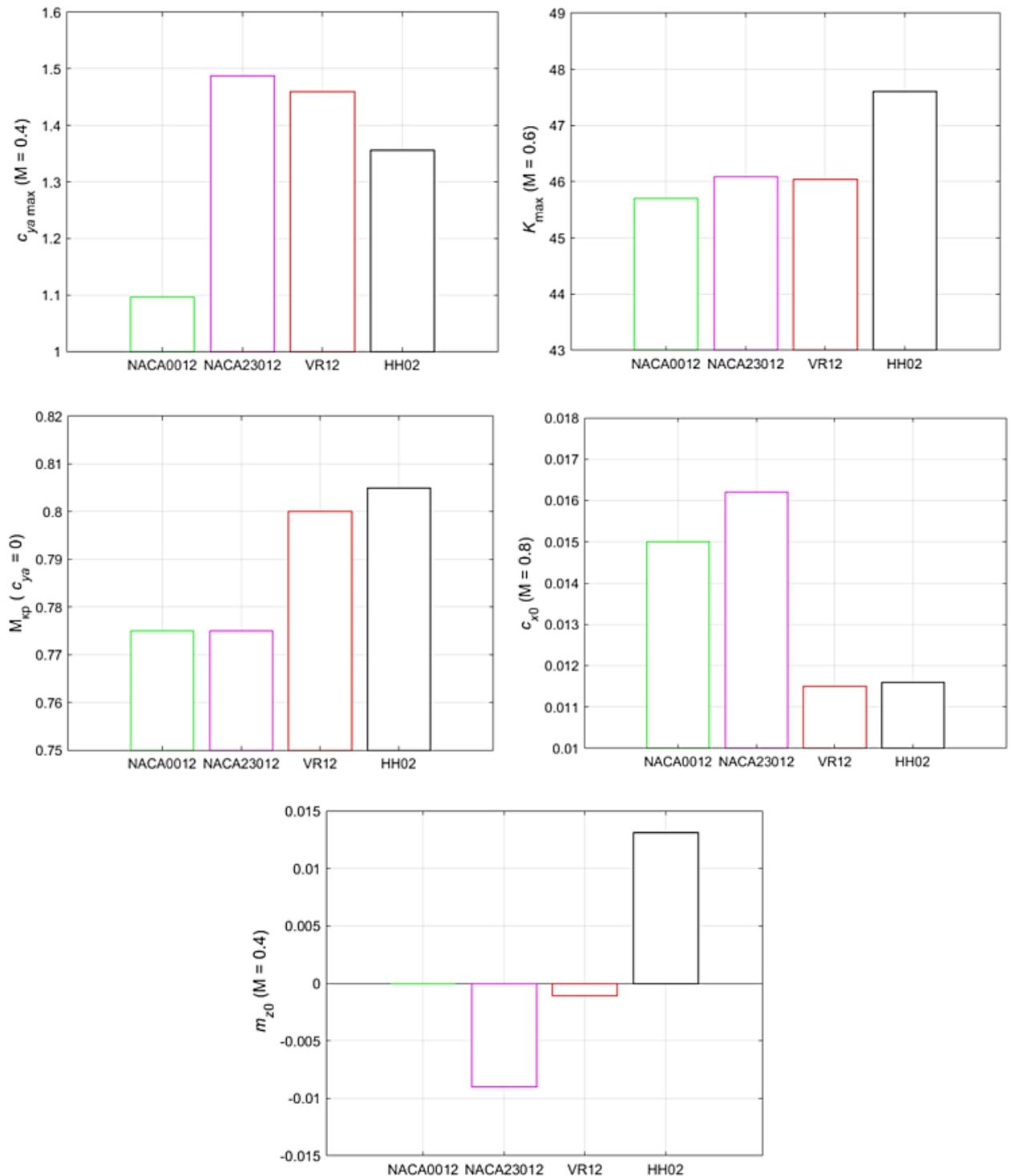


Рис. 12. Сравнение аэродинамических характеристик исследуемых профилей

Анализ данного рисунка позволяет выявить следующее:

- при $M_\infty = 0,4$ наибольшие значения $c_{ya \max}$ имеют профили NACA23012 и VR12;
- при наиболее важном для режима висения вертолета значении $M_\infty = 0,6$ наибольшее значение K_{\max} имеет профиль НН02;
- наибольшие значения $M_{кр}$ при $c_{ya} = 0$ имеют профили VR12 и НН02; также данные профили обладают наименьшими значениями c_{x0} при $M_\infty = 0,8$;
- при $M_\infty = 0,4$ все исследуемые профили обладают допустимыми m_{z0} , при этом наименьшие значения m_{z0} имеют профили NACA0012 и VR12.

На рис. 13. представлено сравнение аэродинамических характеристик исследуемых профилей в координатах основных критериев эффективности.

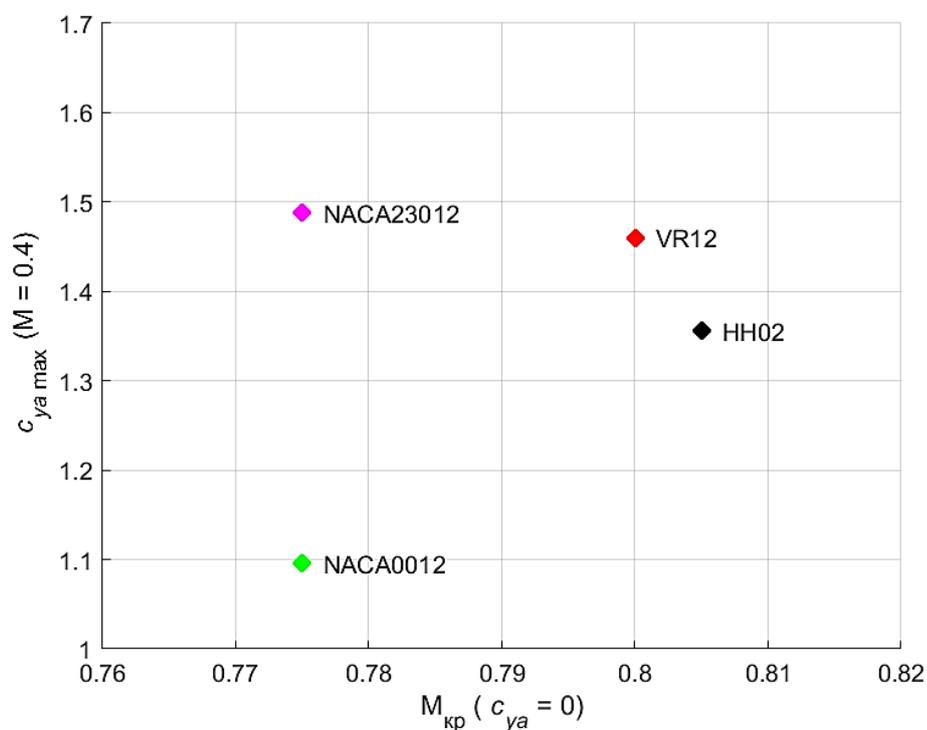


Рис. 13. Сравнение аэродинамических характеристик исследуемых профилей в координатах основных критериев эффективности

Таким образом, в работе с использованием современных средств вычислительной аэродинамики на основе RANS исследованы особенности обтекания вертолетных профилей во всем эксплуатационном диапазоне работы. Получены распределенные и интегральные аэродинамические характеристики данных профилей, а также выявлены закономерности их изменения. Сопоставлены и проанализированы отличия наиболее важных аэродинамических характеристик профилей. Результаты работы могут быть использованы при разработке вертолетных профилей, решении прямых и обратных задач оптимизации их форм, а также при проведении расчетов по определению аэродинамических характеристик профилей лопастей вертолетных винтов методами CFD.

Список источников

1. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. - М.: Транспорт, - 1984. – 256 с.
2. Аэромеханика: учебное пособие / под ред. А.И. Желанникова. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. - 396 с.
3. Джонсон У. Теория вертолета: пер. с англ. - М.: Мир, 1983. - 502 с.
4. Никольский А.А. Оптимизация передних кромок вертолетных профилей // Ученые записки ЦАГИ. 2008. Т. XXXIX. № 4. С. 5–8.
5. Анимица В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамическое проектирование вертолетных профилей ЦАГИ // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 26–37.

6. Усачов А.Е., Исаев С.А., Сапунов О.А., Сустин С.А. Оптимизация обтекания толстых профилей для повышения их аэродинамических характеристик // Труды МАИ. 2023. № 129. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=173023>. DOI: [10.34759/trd-2023-129-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-11)
7. 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>
8. Ивчин В.А., Судаков В.Г. Применение методов вычислительной аэродинамики (CFD) для исследования влияния отклонений пластины-триммера и хвостовой части профиля лопасти несущего винта на его аэродинамические характеристики // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 63–70.
9. Тарасов А.Л. Управление отрывно-вихревой структурой обтекания маневренного самолета на больших углах атаки для улучшения его аэродинамических характеристик: дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2016.
10. Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли с помощью программного комплекса ANSYS Fluent // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 216. С. 135–140.
11. Корнев С.В., Пименов И.А. Численное исследование поля скоростей за крылом при различном расположении горизонтального оперения по высоте // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165488>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)

12. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолета методами CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30874>
13. Головнев А.В., Котов И.А., Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 82. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=58621>
14. Головнев А.В., Тарасов А.Л. Обеспечение боковой устойчивости маневренного самолета на больших углах атаки за счет дифференциального отклонения секций носков крыла // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=70414>
15. Анимица В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамический профиль поперечного сечения несущей поверхности (варианты). Патент RU 2547475 С1. Бюл. № 10, 10.04.2015.
16. Kania W., Stalewski W. Development of New Generation Main and Tail Rotor Blade Airfoils // 22nd ICAS Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, United Kingdom, September 2000.
17. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б. Исследование локальной адаптации сетки конечных элементов в задаче обтекания тела сверхзвуковым потоком // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168165>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

18. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчетным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35639>
19. Вожаев В.В. Численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода на профиле крыла, выполненное в программном комплексе ANSYS CFX // САПР и графика. 2011. № 3. С. 66–67.
20. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics American // AIAA Paper, 2005. DOI: [10.2514/6.2005-522](https://doi.org/10.2514/6.2005-522)
21. Анимица В.А., Вожаев Е.С., Головкин В.А., Никольский А.А. Лопасть винта. Патент RU 2123453 С1, 20.12.1998.

References

1. Volodko A.M. *Osnovy letnoi ekspluatatsii vertoletov. Aerodinamika* (Fundamentals of helicopter flight operation. Aerodynamics), Moscow, Transport, 1984, 256 p.
2. Zhelannikov A.I. *Aeromekhanika* (Aeromechanics), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, 396 p.
3. Dzhonson U. *Teoriya vertoleta* (Helicopter theory), Moscow, Mir, 1983, 502 p.
4. Nikol'skii A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2008, vol. XXXIX, no. 4, pp. 5–8.
5. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 26–37.
6. Usachov A.E., Isaev S.A., Sapunov O.A., Sustin S.A. *Trudy MAI*, 2023, no. 129. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=173023>. DOI: [10.34759/trd-2023-129-11](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-11)

7. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56884>
8. Ivchin V.A., Sudakov V.G. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2010, no. 151, pp. 63–70.
9. Tarasov A.L. *Upravlenie otrывno-vikhrevoi strukturoi obtekaniya manevrennogo samoleta na bol'shikh uglakh ataki dlya uluchsheniya ego aerodinamicheskikh kharakteristik* (Tear-off-vortex structure of the flow around a maneuverable aircraft at high angles of attack control to improve its aerodynamic characteristics), Doctor's thesis, Zhukovskii, 2016.
10. Tarasov A.L. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2015, no. 216. pp. 135–140.
11. Kornev S.V., Pimenov I.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165488>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)
12. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30874>
13. Golovnev A.V., Kotov I.A., Tarasov A.L. *Trudy MAI*, 2015, no. 82. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58621>
14. Golovnev A.V., Tarasov A.L. *Trudy MAI*, 2016, no. 88. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=70414>
15. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Patent RU 2547475 S1*, no. 10, 10.04.2015.
16. Kania W., Stalewski W. Development of New Generation Main and Tail Rotor Blade Airfoils, *22nd ICAS Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, United Kingdom, September 2000.

17. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168165>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)
18. Kornev S.V., Artamonova L.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35639>
19. Vozhdaev V.V. *SAPR i grafika*, 2011, no. 3, pp. 66–67.
20. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics American, *AIAA Paper*, 2005. DOI: [10.2514/6.2005-522](https://doi.org/10.2514/6.2005-522)
21. Animitsa V.A., Vozhdaev E.S., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Patent RU 2123453 S1*, 20.12.1998.

Статья поступила в редакцию 18.07.2023

Одобрена после рецензирования 25.07.2023

Принята к публикации 28.08.2023

The article was submitted on 18.07.2023; approved after reviewing on 25.07.2023; accepted for publication on 28.08.2023