

УДК 533.6.011

В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов, Е.Ю. Иленко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

## ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ ПРИ УГЛАХ АТАКИ ОТ 0 ДО 360°

*Представлен инженерный метод расчета аэродинамических характеристик крыльевых профилей, позволяющий определять коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления профиля, при любых направлениях вектора скорости набегающего потока.*

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики, профиль крыла, угол атаки, коэффициент сопротивления, коэффициент подъемной силы.

### Введение

Развитие авиации на современном этапе характеризуется расширением области применения летательных аппаратов (ЛА) и использованием режимов полета, ранее относившихся к критическим, в том числе режимов полета на закритических углах атаки. Математические модели поведения ЛА на этих режимах становятся неотъемлемой частью математического обеспечения современных авиационных тренажеров и симуляторов полета, находят широкое применение при расследовании лётных происшествий. Информация об аэродинамических характеристиках несущих элементов на больших углах атаки необходима также на этапе концептуального проектирования ЛА. Задача определения аэродинамических характеристик в диапазоне изменения угла атаки от 0° до 360° имеет практический интерес для профилей, используемых на несущих винтах вертолетов, где сечения отступающей лопасти вблизи комля обтекаются со стороны задней кромки. Получившие широкое применение в практике проектирования и испытания летательных аппаратов инженерные методы определения и идентификации характеристик несущих элементов ЛА используют аэродинамические характеристики профилей. Поэтому на сегодняшний день актуальными остаются вопросы усовершенствования существующих и разработки новых методов расчета аэродинамических характеристик профилей в широком диапазоне изменения углов атаки.

Методика расчета аэродинамических характеристик крыла с использованием аэродинамических характеристик профиля положена в основу метода плоских сечений [1]. Расчету аэродинамических характеристик профиля крыла посвящены достаточно много работ [2 – 14]. Полуэмпирические методы [12 – 14], теоретические основы которых были заложены в трудах Жуковского Н.Е., Чаплыгина

С.А. [15], позволяют определять аэродинамические характеристики профиля при безотрывном или при отрывном обтекании тонкого профиля при углах атаки  $\alpha \approx 90^\circ$ . Наряду с приближенными инженерными методами, к настоящему времени разработаны достаточно большое количество компьютерных методов (методов вычислительной аэродинамики), основанных на численном интегрировании уравнений движения жидкости (газа) [2 – 11]. Однако возможность создания эффективных, с точки зрения их экономичности, универсальности и приемлемой точности, вычислительных алгоритмов для решения практических задач о течениях вязкой жидкости при больших числах Рейнольдса, несмотря на существенный рост производительности компьютеров, остается проблематичной. Применение методов вычислительной аэродинамики, основанных на моделях вязкой жидкости, для моделирования динамики полета в режиме реального времени усложняется необходимостью подготовки большого количества входных данных (вычислительной решетки, моделей турбулентности и т.д.) и большими требуемыми вычислительными ресурсами при отрывных режимах обтекания. В атласах аэродинамических характеристик профилей [16 – 19], полученных экспериментальным путем, приведены характеристики профилей до углов атаки  $\alpha \approx 60^\circ$ . Характеристики профилей при их круговой обдувке приведены лишь в нескольких источниках [20, 21].

**Целью работы** является разработка оперативного метода расчета аэродинамических характеристик профиля при изменении угла атаки от 0 до 360°.

### Основная часть

Основными аэродинамическими характеристиками профиля являются коэффициенты: подъемной силы  $C_{Ya}$ , сопротивления -  $C_{Xa}$ ; момента тангажа -  $m_z$ .

Аэродинамические коэффициенты  $C_{Ya}$ ,  $C_{Xa}$  профиля сечения крыла равны:

$$C_{Y_a} = C_Y \cos \alpha - C_X \sin \alpha, \quad (1)$$

$$C_{X_a} = C_Y \sin \alpha + C_X \cos \alpha, \quad (2)$$

где коэффициенты нормальной и продольной силы:

$$C_Y = \varphi(\alpha) \cdot C_{Y_a}^\alpha \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha + C_{Y_a}^\alpha \cdot k_f \cdot f + C_{nX} \sin^2 \alpha,$$

$$C_X = C_{X0} \cos^2 \alpha + C_{dP} \sin^2 \alpha.$$

Величины, входящие в выражение для коэффициента нормальной силы, имеют следующие значения [22]:

$C_{Y_a}^\alpha = 5,6$  - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки при  $M_\infty \leq 0,4$ ;

$$C_{Y_a}^\alpha = \frac{5,6}{\sqrt{1 - (M_\infty - 0,4)^2}} \text{ при } M_\infty > 0,4;$$

$$\varphi(\alpha) = \frac{\sin^2 \alpha_{кр}}{\sin^2 \alpha} \text{ - корректирующий параметр}$$

коэффициента нормальной силы при угле атаки  $\alpha$ , большим критического угла атаки  $\alpha_{кр}$ ;

$$k_f = \begin{cases} 1,2 & \text{при } |\sin \alpha| < |\sin \alpha_{кр}|; \\ -1,2 & \text{при } |\sin \alpha| > |\sin \alpha_{кр}|; \end{cases}$$

$$C_{nX} = \begin{cases} 0,7 & \text{при } \alpha \leq 0,9 \alpha_{кр} \\ 1,1 & \text{при } \alpha > 0,9 \alpha_{кр} \end{cases} \text{ - коэффициент со-}$$

противления профиля при угле атаки  $90^\circ$ .

Значения критических углов атаки определяются следующим образом:

$$\alpha_{кр} = \begin{cases} 0,0387 \cdot \lg Re & \text{при } 0 < \alpha \leq 90^\circ; \\ 1,71 & \text{при } 90^\circ < \alpha \leq 180^\circ; \\ 1,89 & \text{при } 180^\circ < \alpha \leq 270^\circ; \\ 2 \cdot \pi - 0,0387 \cdot \lg Re & \text{при } 270^\circ < \alpha \leq 360^\circ, \end{cases}$$

где  $Re = \frac{V \cdot b}{\nu}$  - число Рейнольдса.

Величины, входящие в выражение для коэффициента продольной силы, имеют следующие значения [22]:

$C_{X0} = C_{Xf} + C_{XB}$  - коэффициент профильного сопротивления при нулевом угле атаки;

$C_{Xf} = C_{Xf1} + C_{Xf2}$  - коэффициент сопротивления трения;

$$C_{Xf1} = 2 Re^{\frac{1-n}{60+3}} \cdot \left[ \frac{n}{(n+3)(n+2)} \right]^{2/(n+3)} \times$$

$$\times \frac{n+3}{n+1} \cdot Re^{\frac{-2}{n+3}} \left( 1 + 0,2 \cdot M_\infty^2 \right)^{0,47} \text{ - коэффициент}$$

сопротивления трения плоской пластины;

$n = 1,9 \cdot (\lg Re - 3,1)$  - показатель степени степенного профиля скорости в турбулентном пограничном слое плоской пластины;

$Re_{кр} = 21 \cdot n$  - число Рейнольдса перехода ламинарного подслоя пограничного слоя в турбулентное ядро;

$$C_{Xf2} = \frac{c + 2f}{100} \cdot \left[ \frac{8 \cdot 10^6}{Re} \right]^{0,11} \text{ - прирост коэффи-}$$

циента сопротивления трения за счет относительных толщины ( $c$ ) и кривизны ( $f$ ) профиля;

$C_{XB} = C_{XBmax} \cdot \overline{M}_\infty^3 \cdot (4 - 3 \cdot \overline{M}_\infty)$  - коэффициент волнового сопротивления;

$$\overline{M}_\infty = \frac{M_\infty - M_{кр}}{M_{C_{Xmax}} - M_{кр}} \text{ - относительное число}$$

Маха;

$M_{кр} = M_{кр0} - \alpha \cdot (M_{кр0} - 0,45) / 0,14$  - критическое число Маха профиля;

$M_{кр0} = 1 + [(k+1) \cdot c]^{1,33} / 2 - ((k+1) \cdot c)^{0,66}$  - критическое число Маха при нулевом угле атаки;

$C_{XBmax} = 5,6 \cdot c_1 \cdot (c + P_a + 2 \cdot f)^{1,67} / (2 + c_1)$  - максимальный коэффициент волнового сопротивления;

$$P_a = \begin{cases} 0,245 & \text{при } \alpha \leq 20^\circ; \\ 0,7 \cdot \alpha & \text{при } \alpha > 20^\circ; \end{cases}$$

$$M_{C_{Xmax}} = 1 + 0,4 \cdot c^{0,66} \cdot (2 - c_1);$$

$$c_1 = 10 \cdot (c + 0,7 \cdot \alpha)^{0,33};$$

$$C_{dP} \sin^2 \alpha = C_t + 0,15 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha \cdot \cos |\alpha|;$$

$C_t = -2 \cdot r_H \cdot \left( \frac{V_{sh}}{V} \right)^2$  - коэффициент подсасывающей силы;

$$V_{sh} = V \cdot \sin \alpha + P_c \cdot \frac{C_{y\alpha} \cdot V}{2\pi} \text{ - скорость в носовой части профиля;}$$

$r_H$  - радиус закругления носовой части профиля (при  $\cos \alpha < 0$   $r_H = 0$ ).

На рис. 1 – 3 приведены сравнения рассчитанных по описанной выше методики аэродинамических характеристик (сплошные линии) профилей NACA-0015 и RAF-34 с экспериментальными данными (на рисунке нанесены в виде точек), взятыми из работы [20].

Видно, что разработанный метод позволяет описать особенности протекания аэродинамических характеристик профиля во всем диапазоне изменения угла атаки.

Совпадение расчетных данных с экспериментальными вполне удовлетворительное, за исключением диапазонов углов атаки от  $150^\circ$  до  $170^\circ$  и от  $330^\circ$  до  $350^\circ$ , для которых характерны отрывы потока с последующим присоединением.

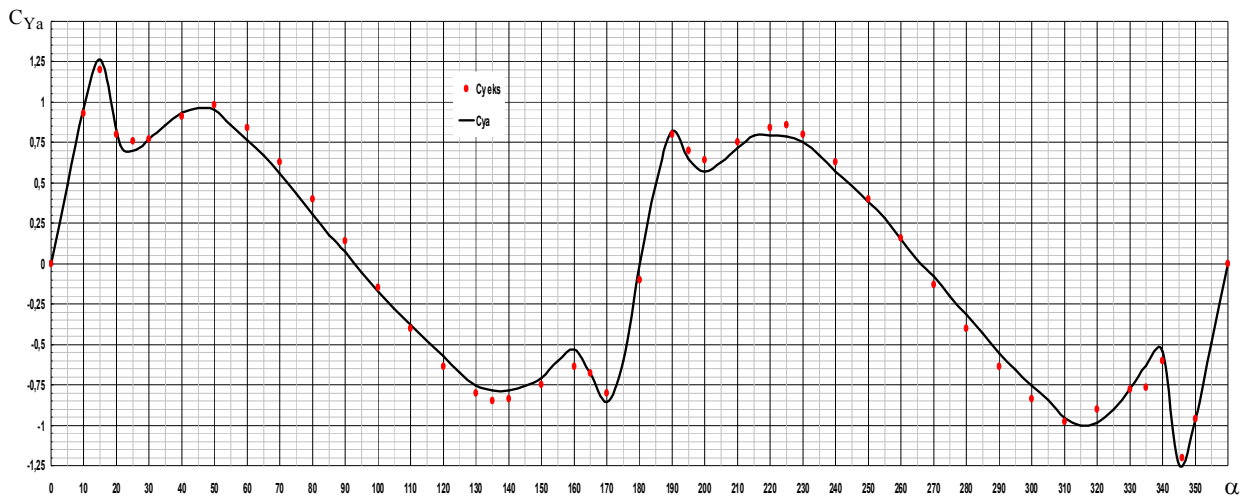


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для профиля NACA-0015

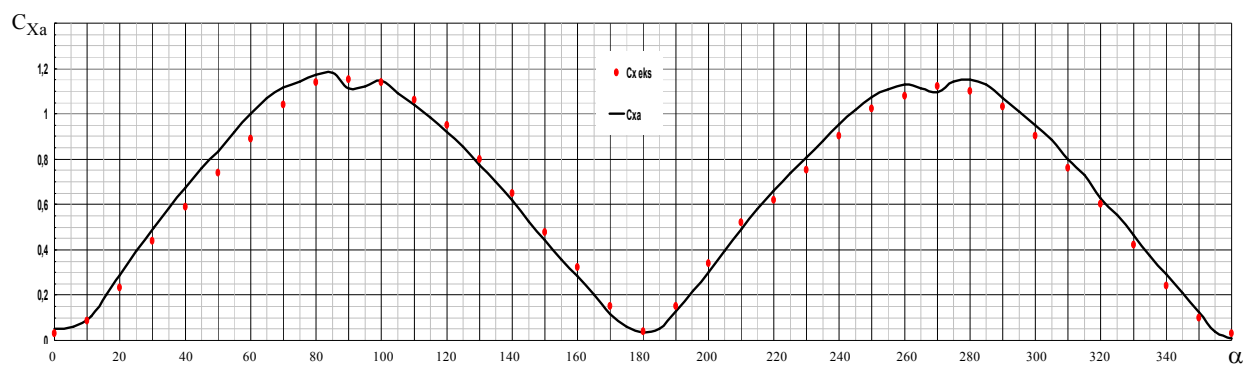


Рис. 2. Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки для профиля RAF-34

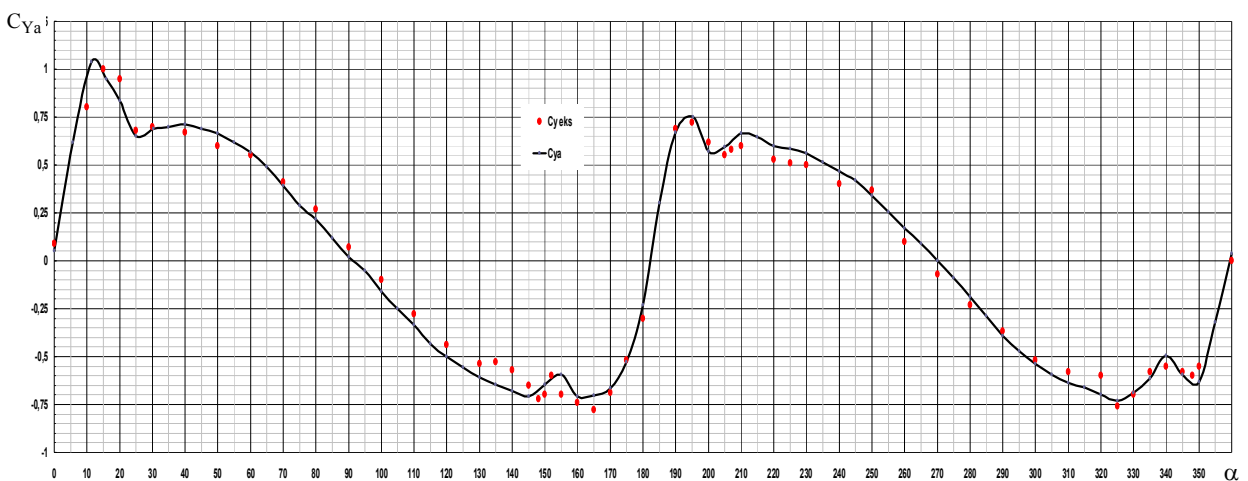


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для профиля RAF-34

## Выводы

Разработан инженерный метод расчета аэродинамических характеристик крыльевых профилей.

Метод позволяет определять характеристики профилей для значений углов атаки от 0 до 360°.

В дальнейшем предполагается обобщить разработанный метод для крыльев ЛА.

## Список литературы

1. Лебедь В.Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик комбинации корпус-крыло при до- и сверхзвуковых скоростях и углах атаки до 90° [Текст] / В.Г.Лебедь, В.И.Лосев // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов - М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, часть 1, 1980. –С. 116-129.

2. Аульченко С. М. Опыт оптимизации аэродинамических характеристик эксплуатируемых крыловых профилей [Текст] / С.М. Аульченко, А.Ф. Латыпов, Ю.В. Никуличев // Прикладная механика и техническая физика. - 2002. - Т.43, №1. - С. 60-64.
3. Терехин А.А. Численный анализ влияния поверхностного трения на аэродинамические характеристики профиля [Текст] / А.А. Терехин, Р.В. Сидельников, Т.В. Терехина // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». - 2008. - Вып. 11, № 10. - С. 45-48.
4. Бузыкин О.Г. Численное моделирование нестационарного обтекания профиля, колеблющегося по углу атаки, в дозвуковом и трансзвуковом потоках [Текст] / О.Г. Бузыкин, Н.В. Голубев, А.В. Казаков // Сборник трудов шестой конференции пользователей программного обеспечения CAD-FEM GmbH, 20–21 апреля 2006 г., М., ООО «Полигн-пресс», 2006. - С. 390–398.
5. Аникин В. А. Моделирование нестационарного обтекания и аэродинамических характеристик вертолетных профилей [Электронный ресурс] / В. А. Аникин, О. В. Герасимов, Д. С. Коломенский, Е. Б. Шумилина, Б. С. Крицкий, Г. Г. Судаков // Труды седьмого форума Российского вертолетного общества, 22-23 марта 2006 г. - М. : CD-вид-во "Российское вертолетное общество", 2006. - 1 электрон. опт. диск (CD-ROM) : кольор.; 12 см. - Систем. вымоги: Pentium; 32 Mb RAM; Windows 95, 98, 2000, XP, 7; Acrobat Reader © 1987-2012 Adobe System Inc. - Назва з контейнера.
6. Карасев П.И. Решение задач внешней аэродинамики в программном комплексе FlowVision [Текст] / П.И. Карасев, А.С. Шишаева, С.В. Жлуктов // Труды международного форума Инженерные системы - 2012, 10-11 апреля. Москва: МАКС Пресс, 2012. - С. 53-67.
7. Аульченко С.М. Применение метода граничных элементов для расчета скоростного дозвукового профиля [Текст] / С.М. Аульченко // Прикладная механика и техническая физика. - 1993. - Т.34, № 5. - С.94–97.
8. Печенюк А.В. Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем NASA-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха [Электронный ресурс]. - Режим доступа: [http://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv\\_nasa2406.pdf](http://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_nasa2406.pdf).
9. Чичеров Н.А. Применение теории несущей линии для расчета прямых крыльев с произвольными профилями [Текст] / Н.А. Чичеров // Ученые записки ЦАГИ. - 1989. - Том XX, №2. - С.66–71.
10. Агеев Н.Д. Численное исследование совместного влияния стреловидности передней кромки крыла и радиуса закругления носика профиля на аэродинамические характеристики крыла при сверхзвуковых скоростях [Текст] / Н.Д. Агеев // ТРУДЫ МФТИ. - 2013. - Т. 5, № 4. - С. 3-10.
11. Хэм Н.Д. Аэродинамическая нагрузка на профиль в двумерном потоке при динамическом срыве [Текст] / Н.Д. Хэм // Ракетная техника и космонавтика - 1968. - № 10. - С.13-18.
12. Бадягин А.А. Проектирование легких самолётов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. - М.: Машиностроение, 1978. - 208 с.
13. Арёпов А.Н. Проектирование легких пассажирских самолётов [Текст] / А.Н. Арёпов. - М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640 с.
14. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов [Текст] / К.П. Петров -М.: Машиностроение, 1985. -270 с.
15. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа [Текст] / Л.Г. Лойцянский. - М.,Л.: Гос. изд. технико-теоретической литературы, 1950. - 676 с.
16. Ушаков Б. А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1 [Текст] / Б. А. Ушаков - М.: Книга по Требованию, 2012. - 78 с.
17. Кашафутдинов С.Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей [Текст] / С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лунин. - Новосибир.: СО РАН, 1994. - 75 с.
18. Ушаков Б.А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев [Текст] / Б.А. Ушаков, П.П. Красильщиков, А.К. Волков, А.Н. Гржегоржевский. - М.: ЦАГИ, 1941. - 339 с.
19. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей [Текст] / А.С. Кравец. - М.: ГИОП, 1939. - 213 с.
20. Радченко П.И. Круговая обдувка профиля НАСА 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ [Текст] / П.И. Радченко. - Технические отчеты ЦАГИ. - 1959. - Вып. 161. - 23 с.
21. Петрунин В.Г. Круговая обдувка четырех профилей ротора автожира. Испытание в аэродинамической трубе отсека лопасти автожира в натуру [Текст] / В. Г. Петрунин // Труды ЦАГИ. - 1936. - Вып. 256. - 61 с.
22. Лебедь В.Г. Аеродірогазодинаміка. Підручник [Текст] / В.Г. Лебедь, Ю.І. Миргород, Є.О. Українець - Х.: ХУ ПС ім. Івана Кожедуба, 2011. - 415 с.

Поступила в редколлегию 15.04.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

## НАБЛИЖЕНИЙ МЕТОД РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ ПРИ КУТАХ АТАКИ ВІД 0 ДО 360°

В.Г. Лебедь, С.А. Калкманов, Є.Ю. Іленко

Представлено інженерний метод розрахунку аеродинамічних характеристик профілів, що дозволяє визначати коефіцієнти підйомної сили та сили опору профілю при будь-яких напрямках вектора швидкості потоку, що набігає.

**Ключові слова:** аеродинамічні характеристики, профіль крила, кут атаки, коефіцієнт опору, коефіцієнт підйомної сили.

## APPROXIMATE METHODS OF CALCULATING THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE PROFILE IN THE RANGE OF VARIATION OF THE ANGLE OF ATTACK FROM 0 TO 360°

V.G. Lebed, S.A. Kalkamanov, E.Y. Ilenko

Presented an engineering method of calculating the aerodynamic characteristics of airfoils, which allows to determine the coefficients of lift and drag force profile at any direction of the velocity vector of the incident flow.

**Keywords:** aerodynamic characteristics, wing profile, angle of attack, the resistance coefficient, the coefficient of lift.