

УДК 533.6.011

В.Г. Лебедь, канд. техн. наук,
С.А. Калкаманов, д-р техн. наук,
Ф.В. Володин

МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ПРИ УГЛАХ АТАКИ ОТ 0° ДО 360°

Одной из важных задач, возникающих при проектировании летательных аппаратов (ЛА), является задача определения аэродинамических характеристик различных вариантов компоновки ЛА. Использование современной авиацией режимов полета, ранее относившихся к критическим, в том числе режимов полета на закритических углах атаки, приводит к необходимости анализа аэродинамических характеристик (АХ) ЛА в широком диапазоне изменения угла атаки. Поэтому уже на этапе концептуального проектирования ЛА желательно иметь информацию об аэродинамических характеристиках несущих элементов на больших 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. Следует отметить, что кроме высокой точности к программе расчета аэродинамических характеристик ЛА для тренажеров предъявляются специфические требования – время одного цикла обращений к модулю определения АХ не должна превышать 10 миллисекунд. Поэтому на сегодняшний день актуальными остаются вопросы усовершенствования существующих и разработки новых методов расчета аэродинамических характеристик крыла в широком диапазоне изменения углов атаки.

Широко используемые инженерные методы расчета АХ базируются на имеющихся теоретических выводах по аэродинамике ЛА, а также на экспериментальных данных [1-4]. Чтобы определить АХ во всем диапазоне изменения углов атаки, скольжения и чисел Маха, требуется провести большое количество экспериментальных исследований и, как правило, для каждого ЛА [4]. Поэтому с появлением мощных ЭВМ и в целях экономии средств вместо приближенных выводов по теории в практике аэродинамических исследований начали использовать численное решение уравнений движения жидкости и газов [5-10].

В настоящее время в практике аэродинамических расчетов довольно успешно применяют метод дискретных вихрей (МДВ), основанный на решении уравнений неразрывности для несжимаемого идеального газа [9,10]. В МДВ способов учета вязкости среды достаточно много, но в основном они используют информацию об аэродинамических характеристиках профилей, полученных экспериментальным путем [11-14]. В МДВ достаточно точно учитывается взаимное аэродинамическое влияние элементов ЛА, и с достаточной для практики точностью опре-

деляется коэффициент подъемной силы крыла. А коэффициент сопротивления в каждом сечении крыла берется из экспериментальных данных профиля для скорости набегающего потока с учетом индуктивных скоростей, рассчитанных по МДВ [9,10]. Но при этом расчеты ведутся в линейном диапазоне изменения подъемной силы от угла атаки, то есть при определении коэффициента подъемной силы не учитываются отрывные явления, что ограничивает области применимости перечисленных методов [9,10].

Целью настоящей работы является разработка метода оперативного расчета аэродинамических характеристик крыла в диапазоне изменения угла атаки от 0° до 360° .

Аэродинамические характеристики крыла - это коэффициенты: подъемной силы C_{ya} ; силы сопротивления C_{xa} ; боковой силы C_{za} ; момента тангажа m_z ; путевого момента m_y ; момента крена m_x , зависящие от угла атаки α , угла скольжения β и числа Маха M_∞ .

В рассматриваемом методе расчета аэродинамических характеристик крыла используется простейшая вихревая схема (рис. 1), в которой присоединенные вихри с напряженностью $\Gamma_i, i = 1, \dots, J_1$, размещаются на средней линии крыла. В отличие от МДВ, в которой Γ_i определяются исходя из условия непротекания в контрольных точках (рис. 1), в предлагаемом методе Γ_i определяются из решения итерационным методом системы уравнений, состоящей из формулы Н.Е. Жуковского о подъемной силе профиля крыла и выражения для расчета индуктивной скорости от вихревой системы крыла:

$$\Gamma_i = 0.5 \cdot C_{yai} \cdot V_{si} \cdot b_i; \quad (1)$$

$$V_{ui} - \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^{J_1} a_{ij} \cdot \Gamma_j = 0,$$

где I – количество П-образных вихрей, образующих вихревую систему крыла;

J_1 - количество вихревых отрезков, относящихся i -му Г-образному вихрю;

a_{ij} - коэффициенты влияния вихревых отрезков вихревой системы крыла [10];

V_{ui} - суммарная индуктивная скорость, рассчитанная от вихревой системы крыла в средней точке профиля в i -м сечении крыла;

b_i - хорда профиля в i -м сечении крыла;

$C_{y_{ai}} = F_i(V_{si}, \alpha_i, c_i, f_i, b_i, \chi, \lambda)$ - коэффициент подъемной силы профиля в i -м сечении крыла;

$V_{si} = \sqrt{V_{xi}^2 + V_{yi}^2}$ - скорость потока, набегающего на i -е сечение крыла;

V_{xi}, V_{yi} - составляющие вектора скорости в местной системе координат;

f_i, b_i - относительные толщина и кривизна профиля крыла в i -м сечении;

λ, χ - удлинение и стреловидность крыла.

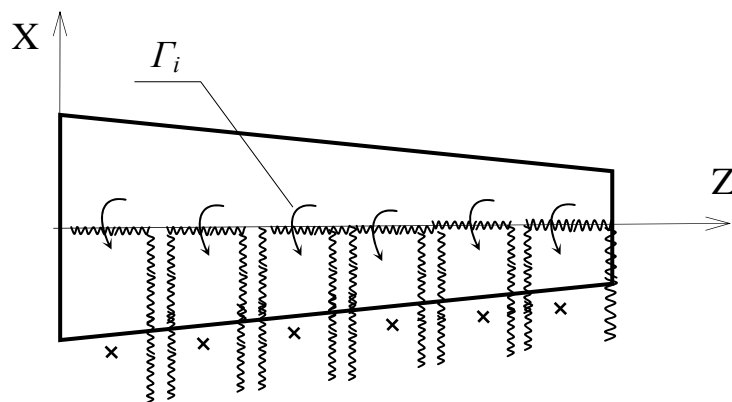


Рисунок 1 - Расположение вихрей на консоли крыла

Свободные вихревые отрезки вихревой схемы располагаются по направлению местных скоростей.

С учетом индуктивных скоростей от вихревой системы крыла составляющие вектора скорости в местной системе координат будут иметь вид:

$$V_{xi} = V_{\infty} \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta) + \omega_y \cdot z_i;$$

$$V_{yi} = V_{\infty} \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) + V_{ули} + V_{упи} + \omega_z \cdot x_{di} + \omega_x \cdot z_i;$$

$$V_{zi} = V_{\infty} \cdot \sin(\beta),$$

где $V_{ули}, V_{упи}$ - индуктивные скорости от вихревой системы, соответственно, левой и правой консолей крыла в i -м сечении;

$\omega_y, \omega_x, \omega_z$ - угловые скорости вращения крыла;

x_{di} - координата центра давления профиля в i -м сечении;

z_i - координата по оси OZ i -го сечения;

V_∞ - скорость набегающего на крыло потока;
 α , β - углы атаки и скольжения крыла.

Углы атаки α_{zi} в плоскостях, перпендикулярных к оси OZ, и угол атаки α_x в плоскости, перпендикулярной к оси OX, определяются следующим образом:

$$\alpha_{zi} = \varphi_0 + \Delta\alpha_i;$$

$$\alpha_x = \beta_0 + \arctg(V_y / V_z),$$

где φ_0 - угол установки крыла;

β_0 - угол поперечного V крыла;

$$V_y = V_\infty \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) + \omega_x \cdot L_{кр}/2;$$

$$V_z = V_\infty \cdot \sin(\beta);$$

$L_{кр}$ - размах крыла;

$$\Delta\alpha_i = \arctg(V_{yi} / V_{xi}) \text{ при } V_{xi} > 0 \text{ и } V_{yi} \geq 0;$$

$$\Delta\alpha_i = \frac{\pi}{2} \text{ при } V_{xi} = 0 \text{ и } V_{yi} > 0;$$

$$\Delta\alpha_i = \frac{3}{2}\pi \text{ при } V_{xi} = 0 \text{ и } V_{yi} < 0;$$

$$\Delta\alpha_i = \pi + \arctg(V_{yi} / V_{xi}) \text{ при } V_{xi} < 0;$$

$$\Delta\alpha_i = 2\pi + \arctg(V_{yi} / V_{xi}) \text{ при } V_{xi} > 0 \text{ и } V_{yi} < 0.$$

Серьезной проблемой при использовании АХ профиля для расчета АХ крыла является то обстоятельство, что пограничный слой на профиле двумерный, а на крыле трехмерный, и критический угол атаки в сечении крыла не будет соответствовать критическому углу атаки профиля. Поэтому, если для расчета АХ профиля использовать методику [15], то критический угол атаки крыла необходимо представить в виде

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

где $Re = \frac{V \cdot b_i}{\nu}$ - число Рейнольдса;

$\Delta\alpha_{kpi}$ - прирост критического угла атаки в i -м сечении крыла.

По полученным значениям C_{yai} и V_{si} определяется коэффициент подъемной силы крыла

$$C_{y_{акр}} = \frac{1}{\rho V_{\infty}^2 S_{кр}} \left(\sum_{i=1}^{I_{л}} C_{yai} V_{si}^2 b_i dl + \sum_{i=1}^{I_{п}} C_{yai} V_{si}^2 b_i dl \right),$$

где $I_{л}$, $I_{п}$ - количество сечений, соответственно, левой и правой консолей крыла.

Если выполняется условие:

$$\left| C_{y_{акр}}^m - C_{y_{акр}}^{m+1} \right| < \varepsilon,$$

то процесс итерации прекращается. Здесь m - число итераций; ε - заданное малое число.

После завершения итерационного процесса рассчитываются коэффициенты:

- силы сопротивления

$$C_{x_{акр}} = \frac{1}{\rho V_{\infty}^2 S_{кр}} \left(\sum_{i=1}^{I_{л}} C_{xai} V_{si}^2 b_i dl + \sum_{i=1}^{I_{п}} C_{xai} V_{si}^2 b_i dl \right);$$

- момента крена

$$m_x = \frac{1}{\rho V_{\infty}^2 S_{кр} b_{сах}} \left(\sum_{i=1}^{I_{л}} C_{y_i} V_{si}^2 b_i z_i dl - \sum_{i=1}^{I_{п}} C_{y_i} \cdot V_{si}^2 b_i z_i dl \right);$$

- путевого момента

$$m_y = \frac{1}{\rho V_{\infty}^2 S_{кр} b_{сах}} \left(\sum_{i=1}^{I_{л}} C_{xi} \cdot V_{si}^2 b_i z_i dl - \sum_{i=1}^{I_{п}} C_{xi} V_{si}^2 b_i z_i dl \right);$$

- момента тангажа

$$m_z = \frac{1}{\rho V_\infty^2 S_{кр} L_{кр}} \left(\sum_{i=1}^{l_{\pi}} C_{yi} \cdot V_{si}^2 b_i \cdot x_{fi} \cdot dl - \sum_{i=1}^{l_{\pi}} C_{xi} V_{si}^2 b_i \cdot x_{fi} \cdot dl \right),$$

где $S_{кр}$ - площадь крыла;

$b_{сах}$ - средняя аэродинамическая хорда крыла;

$L_{кр}$ - размах крыла;

x_{fi} - расстояние от фокуса профиля крыла до оси OZ связанной системы координат;

C_{yi} , C_{xi} - коэффициенты нормальной и продольной сил.

За счет обтекания боковой составляющей воздушного потока появляется дополнительная подъемная сила

$$\Delta Y_a = C_{ya}^\beta \cdot \sin \alpha_x \frac{\rho (V_\infty \sin \beta)^2}{2} S_{кр},$$

где $C_{ya}^\beta = \pi \cdot b_{сах} / (2 \cdot L_{кр})$ - производная коэффициента подъемной силы профиля по углу скольжения.

Тогда коэффициент подъемной силы

$$C_{yакр} = \frac{1}{\rho V_\infty^2 S_{кр}} \left(\sum_{i=1}^{l_{\pi}} C_{yai} V_{si}^2 b_i dl + \sum_{i=1}^{l_{\pi}} C_{yai} V_{si}^2 b_i dl + \Delta Y_a \right),$$

а коэффициент поперечной силы

$$C_{zакр} = \frac{1}{\rho V_\infty^2 S_{кр}} \left(\sum_{i=1}^{l_{\pi} + l_{\pi}} C_{xmp} \rho (V_\infty \sin \beta \cdot \cos \alpha_x)^2 S_{кр} \right),$$

где C_{xmp} - коэффициент сопротивления трения, определяемый в соответствии с работой [16].

На рис. 2, 3 показано сравнение рассчитанных по разработанному методу аэродинамических характеристик (сплошные линии) крыла с удлинением $\lambda = 6$ с экспериментальными данными (на рисунке нанесены в виде точек). Из рисунка видно, что расчетные данные удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

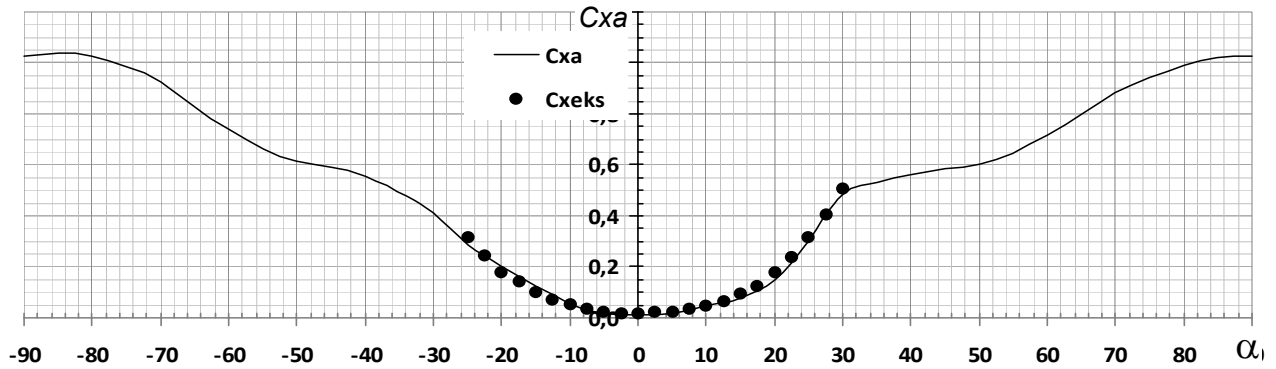


Рисунок 2 – График зависимости C_{xa} крыла от угла атаки

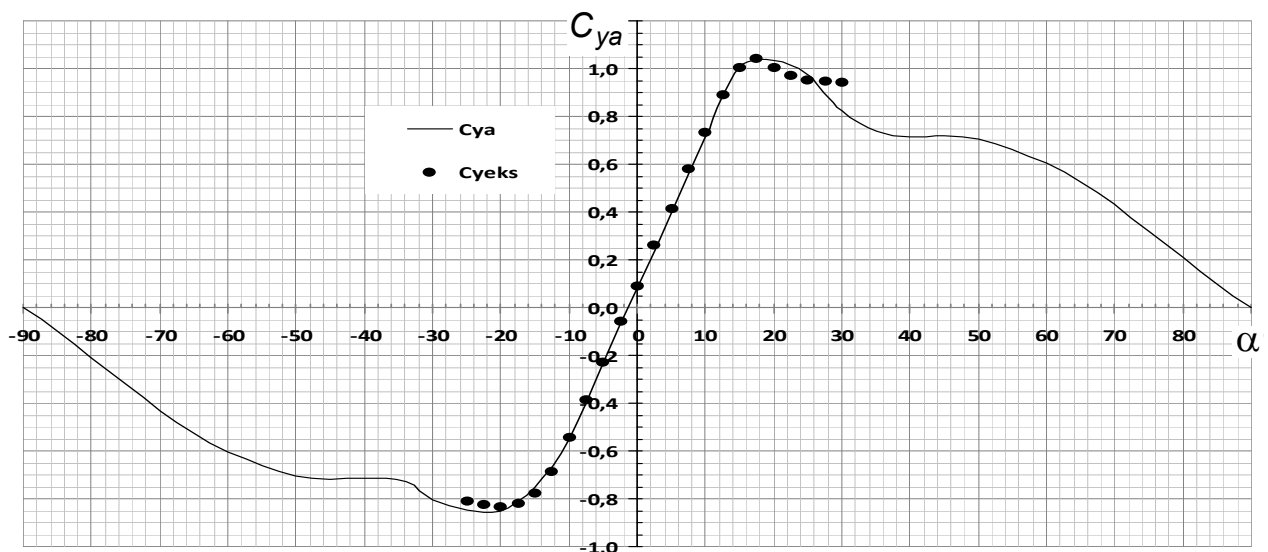


Рисунок 3 - График зависимости C_{ya} крыла от угла атаки

Таким образом, разработан метод оперативного расчета аэродинамических характеристик крыла. Метод позволяет определять характеристики крыльев для значений углов атаки от 0° до 360° . В дальнейшем предполагается обобщить разработанный метод для расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата.

Список использованных источников

1. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолётов [Текст] / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
2. Арепьев, А.Н. Проектирование легких пассажирских самолётов [Текст] / А.Н. Арепьев. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.
3. Голубев, В. В. Лекции по теории крыла [Текст] / В. В. Голубев. – М.: Техн.-теор. лит., 1949. – 345 с.
4. Петров, К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов [Текст] / К. П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 270 с.

5. Карасев, П.И. Решение задач внешней аэродинамики в программном комплексе FlowVision [Текст] / П. И. Карасев, А. С. Шишаева, С. В. Жлуктов // Тр. Международ. форума Инженерные системы - 2012, 10-11 апреля. – М.: МАКС Пресс, 2012. – С. 53-67.

6. Печенюк, А. В. Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем НАСА-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха [Электронный ресурс] – Режим доступа http://tesis.com.ru/infocenter/flowvision/fv_nasa2406.pdf

7. Чичеров, Н. А. Применение теории несущей линии для расчета прямых крыльев с произвольными профилями [Текст] / Н. А. Чичеров // Ученые записки ЦАГИ – 1989. – Т. XX, №2. – С. 66 – 71.

8. Агеев, Н. Д. Численное исследование совместного влияния стреловидности передней кромки крыла и радиуса закругления носика профиля на аэродинамические характеристики крыла при сверхзвуковых скоростях [Текст] // ТРУДЫ МФТИ. – 2013. – Т. 5, № 4. – С. 3 – 10.

9. Апарин, В. А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками [Текст] / В. А. Апарин, А. В. Дворак // Труды ВВИА им. Н. Е. Жуковского. – М., 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 432.

10. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

11. Ушаков, Б. А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1 [Текст] / Б. А. Ушаков. – М.: Книга по Требованию, 2012. – 78 с.

12. Кашафутдинов, С. Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей [Текст] / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лунин. – Новосибирск: СО РАН, 1994. – 75 с.

13. 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.

14. Кравец, А. С. Характеристики авиационных профилей [Текст] / А. С. Кравец. – М.: ГИОП, 1939. – 213 с.

15. Лебедь, В. Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от 0° до 360° [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, Е. Ю. Иленко // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2014. – Вип. 4(120). – С. 81 – 84.

16. Лебедь, В. Г. Аерогідродинаміка [Текст]: Підруч. / В. Г. Лебедь, Ю. І. Миргород, Є. О. Українець. – Х.: ХУ ПС ім. Івана Кожедуба, 2011. – 415 с.

Поступила в редакцию 21.04.2014.

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. Е.А. Українець, Харьковский университет Воздушных Сил, г. Харьков.