

УДК 533.6

А. И. П а с т у х о в, Е. К. Г а л е м и н

К ЗАДАЧЕ О КРЫЛЕ, ДВИЖУЩЕМСЯ ВБЛИЗИ ЭКРАНИРУЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Приведены промежуточные и окончательные результаты расчетов по методике теоретического расчета влияния близости экрана на аэродинамические характеристики тонких крыльев постоянной по размаху стреловидности в сравнении с соответствующими расчетными и экспериментальными данными других методик.

Решение задачи [1] основано на использовании нелинейной вихревой теории несущей поверхности. Распределение вихревой плотности отраженного крыла считается заданным или рассчитывается по методике [2]. Решения сингулярных интегральных уравнений, выражающих условия непроницаемости, отыскиваются в классе функций, удовлетворяющих определенным условиям на концах отрезка интегрирования: вихревая плотность γ обращается в бесконечность на одном конце ($\theta = 0, \cos \theta = -\frac{x}{b/2}$) и в нуль — на другом ($\theta = \pi$), как $\text{ctg} \frac{\theta}{2}$. Первое условие гарантирует выполнение постулата Чаплыгина–Жуковского на задней кромке пластины, второе — гарантирует бесконечное значение вихревой плотности на передней кромке [3].

В простейшем случае прямоугольной пластины уравнение непроницаемости имеет вид

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{\bar{\gamma}(\theta, \alpha) \sin \theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta'} = F(\theta', \alpha),$$

где $\bar{\gamma}(\theta, \alpha) = \frac{\gamma}{V_\infty}$; $\theta' = \arccos(-\frac{x'}{b/2})$ — относительная координата точки, в которой выполняется условие непроницаемости; $F(\theta', \alpha)$ — функция, учитывающая конечность размаха присоединенных вихрей и индукцию свободных.

Точное решение этого уравнения в классе функций, удовлетворяющих указанным краевым условиям, имеет форму

$$\bar{\gamma}(\theta, \alpha) = \frac{2}{\pi} \text{ctg} \frac{\theta}{2} \int_0^\pi \text{tg} \frac{\theta'}{2} \frac{F(\theta', \alpha) \sin \theta' d\theta'}{\cos \theta - \cos \theta'}.$$

Можно доказать [2], что это точное решение эквивалентно выражению

$$\bar{\gamma}(\theta, \alpha) = 2 \left[A_0(\alpha) \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2} + \sum_{q=1}^{\infty} A_q(\alpha) \sin q\theta \right].$$

В такой форме распределение вихревой плотности по средним сечениям i -х продольных панелей приближенно представляется в виде

$$\bar{\gamma}_i(\theta, \alpha) = 2 \left[A_{0i}(\alpha) \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2} + \sum_{q=1}^p A_{qi}(\alpha) \sin q\theta \right] \text{ — для отображенного крыла;}$$

$$\bar{\bar{\gamma}}_i(\theta, \alpha, \bar{h}) = 2 \left[B_{0i}(\alpha, \bar{h}) \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2} + \sum_{q=1}^p B_{qi}(\alpha, \bar{h}) \sin q\theta \right] \text{ — для крыла около экранирующей поверхности.}$$

Задача практически сводится к определению вихревой плотности $\bar{\bar{\gamma}}_i(\theta, \alpha, \bar{h})$ из системы интегральных уравнений непроницаемости крыла вида

$$\begin{aligned} \frac{1}{2\pi} \int_0^{\pi} \sum_{i=0}^{n-1} \bar{\bar{\gamma}}_i(\alpha, \theta, \bar{h}) K_{i,k}(\alpha, \theta, \theta') \sin \theta d\theta = \\ = \sin \alpha + \frac{1}{2\pi} \int_0^{\pi} \sum_{i=0}^{n-1} \bar{\gamma}_i(\alpha, \theta) K_{i,k}^*(\alpha, \theta, \theta', \bar{h}) \sin \theta d\theta, \end{aligned}$$

где второе слагаемое правой части уравнения определяет индукцию “линеаризованной” вихревой модели крыла отображенного, что позволяет избежать действия свободных вихрей, через ее “непроницаемую” поверхность.

На рис. 1, 2, 3 и 4 представлено изменение коэффициентов $A_0(\alpha)$, $A_1(\alpha)$, $A_2(\alpha)$ (а) ряда $\bar{\gamma}(\theta', \alpha)$ (б) для крыльев в безграничном потоке (сплошные линии, $\bar{h} = \infty$) и коэффициентов $B_0(\alpha, \bar{h})$, $B_1(\alpha, \bar{h})$, $B_2(\alpha, \bar{h})$ (а) ряда $\bar{\bar{\gamma}}(\theta', \alpha, \bar{h})$ (б) для крыльев около экрана (штриховые линии, $\bar{h} = 0, 1$ — см. рис. 1, 3, 4, $\bar{h} = 0, 2$ — см. рис. 2) при $\alpha = 5^\circ$, $i = 0$. Цифрами 0, 1, 2 обозначены соответственно кривые для A_0 и B_0 , A_1 и B_1 , A_2 и B_2 . Там же приведены кривые $\bar{\gamma}(\theta', \alpha)$ и $\bar{\bar{\gamma}}(\theta', \alpha, \bar{h})$ для средних сечений нулевых и вторых панелей тех же крыльев при $\alpha = 5^\circ$ (сплошная линия — $i = 0$, штриховая — $i = 2$). Конфигурации крыльев взяты из работ [4]. Из сравнения этих кривых следует, что увеличение $\bar{\bar{\gamma}}(\theta', \alpha, \bar{h})$ из-за экрана становится больше с увеличением относительного удлинения крыла. Для построения этих кривых использовано шесть членов разложения в ряд. Число панелей половины крыла $n = 4$.

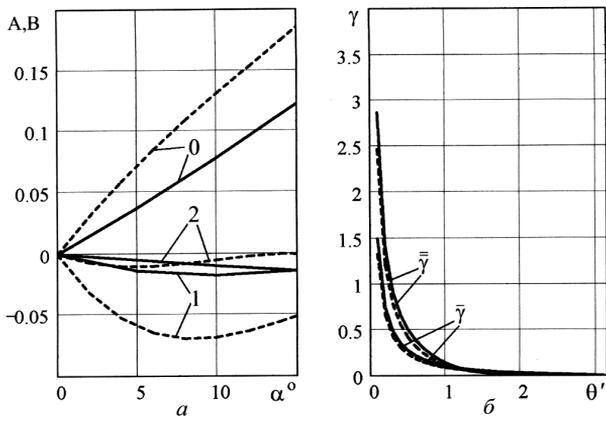


Рис. 1. Квадратное крыло, $\lambda = 1$

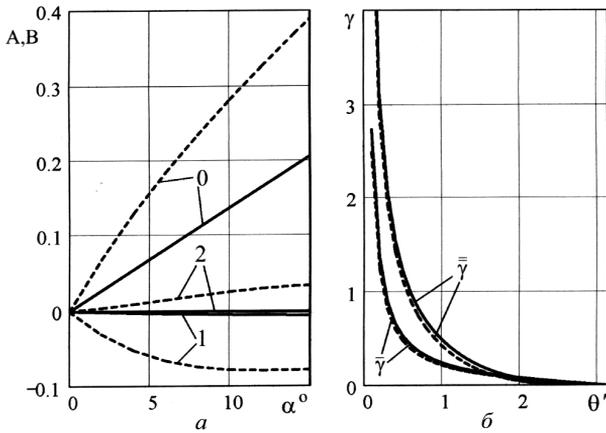


Рис. 2. Прямоугольное крыло, $\lambda = 5$

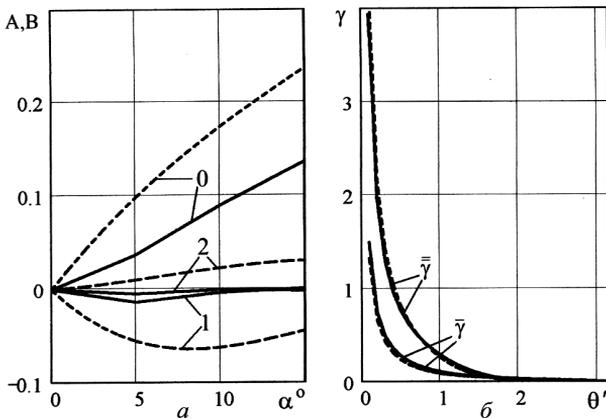


Рис. 3. Стреловидное крыло, $\lambda = 2$

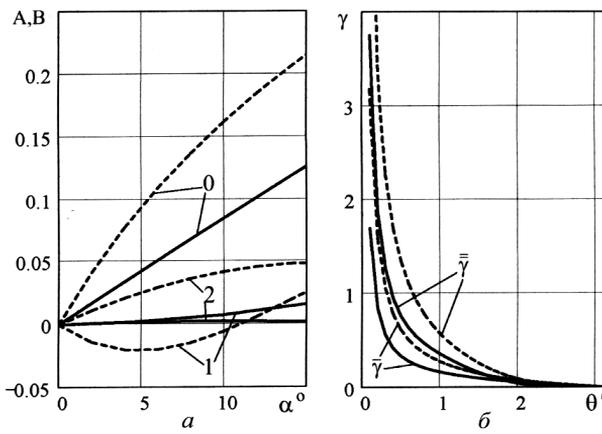


Рис. 4. Треугольное крыло, $\lambda = 3$

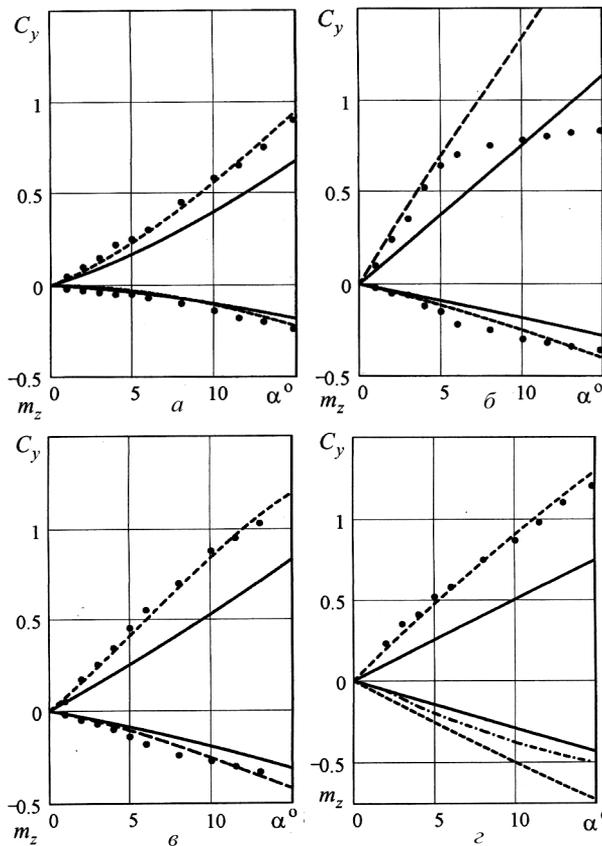


Рис. 5. Аэродинамические характеристики квадратного (а), прямоугольного (б), стреловидного (в), треугольного (г) крыльев ($\lambda = 1, 5, 2$ и 3 соответственно)

На рис. 5 приведено сопоставление результатов расчета аэродинамических характеристик тех же крыльев с экспериментальными данными тонких пластинок и расчетами, заимствованными из работ

[4 и 5]. На рисунках сплошные линии — результаты расчета для крыла в безграничном потоке, штриховые — для крыла у экрана, экспериментальные данные показаны точками, результаты расчета [4] — штрихпунктирными линиями. В таблице приведено сравнение рассчитанных значений аэродинамических характеристик $C_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для указанных форм крыльев в плане при различных значениях \bar{h} .

Таблица

Сравнение значений аэродинамических характеристик (АДХ), рассчитанных при разных значениях \bar{h}

Угол атаки	АДХ	Форма крыла								
		квадратная, $\lambda = 1$			стреловидная, $\lambda = 2$			треугольная, $\lambda = 3$		
		$h=\infty$	$h=0,1$	$h=0,05$	$h=\infty$	$h=0,3$	$h=0,1$	$h=\infty$	$h=0,3$	$h=0,1$
$\alpha = 5^\circ$	C_y	0,169	0,230	0,240	0,251	0,369	0,404	0,254	0,399	0,477
	m_z	0,038	0,026	0,028	0,087	0,104	0,109	0,147	0,221	0,257
$\alpha = 10^\circ$	C_y	0,399	0,559	0,580	0,53	0,770	0,842	0,506	0,766	0,908
	m_z	0,101	0,107	0,109	0,192	0,249	0,256	0,292	0,431	0,502
$\alpha = 15^\circ$	C_y	0,677	0,952	0,988	0,835	1,194	1,311	0,75	1,101	1,289
	m_z	0,183	0,225	0,230	0,312	0,420	0,439	0,434	0,626	0,729

Хорошее согласование с экспериментальными данными и, кроме того, с результатами расчетов работы [4] свидетельствует о целесообразности применения предлагаемого метода.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. П а с т у х о в А. И., Г а л е м и н Е. К. К расчету аэродинамических характеристик тонких крыльев постоянной по размаху стреловидности в несжимаемом потоке вблизи экрана // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Машиностроение”. – 2006. – № 2.
2. П а с т у х о в А. И. Вихревое математическое моделирование обтекания тел потоком сплошной среды // Нелинейная вихревая теория несущей поверхности. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1994.
3. Г о л у б е в В. В. Лекции по теории крыла. – М.: ГИТТЛ, 1949.
4. Е р м о л е н к о С. Д., Р о в н ы х А. В. Решение задачи о крыле произвольной формы в плане, движущемся вблизи экранирующей поверхности // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1971. – № 1. – С. 5–14.
5. Л у к а ш е н к о А. Н., Л а п т е в Ю. И., Н о в и к о в А. Г. Влияние формы в плане на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана // Гидродинамика больших скоростей. Вып. 4. – Киев: Наукова думка, 1968.

Статья поступила в редакцию 13.06.2006