

УДК 629.735.33.015.3:533.682

Г.М. Шумский

РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
СИСТЕМЫ ПРОФИЛЕЙ, ПРИБЛИЖАЮЩИХСЯ К ПЛОСКОЙ СТЕНКЕ

При неустановившемся обтекании системы несущих поверхностей летательного аппарата образуются нестационарные вихревые следы. В зависимости от компоновки системы ближние вихревые следы, находясь в окрестности несущих поверхностей, могут оказывать существенное влияние на ее аэродинамические свойства. Учет деформации вихревых следов особенно важен при определении аэродинамической интерференции. В данной работе на основе методов нелинейной теории крыла [1], [3], [5] исследуется влияние сил нестационарной природы на аэродинамические характеристики системы двух профилей, приближающихся к плоской стенке по прямолинейной наклонной траектории. Учет нестационарности понимается при этом как учет предыстории движения.

Введем неподвижную систему координат  $Oxy$  (рис.1).

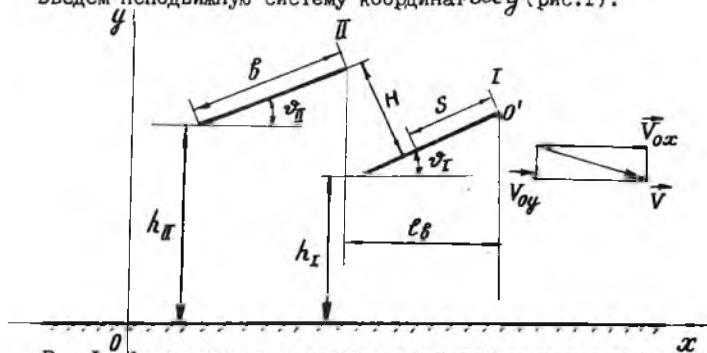


Рис.1. Схема движения системы профилей относительно экрана

Рассмотрим безотрывное обтекание идеальной несжимаемой жидкостью системы тонких профилей (плоских пластинок), движущихся с постоянной скоростью  $\vec{V} = V_{0x}\vec{x} + V_{0y}\vec{y}$  по прямолинейной наклонной траектории к твердой плоской стенке. Пусть  $l$  - хорда,  $S$  - дуговая координата каждого профиля;  $H$  - вынос;  $l_b$  - расстояние между профилями;  $t$  - время.

Закон движения точек двух профилей имеет вид

$$\begin{aligned} X_I(S, \tau) &= X_{0I}(S) + \tau; & Y_I(S, \tau) &= Y_{0I}(S) + \bar{V}_{0y} \tau; \\ X_{II}(S, \tau) &= X_{0II}(S) + \tau; & Y_{II}(S, \tau) &= Y_{0II}(S) + \bar{V}_{0y} \tau, \end{aligned} \quad (I)$$

где  $\tau = t \bar{V}_{0x} / l_b$  - безразмерное время;  $\bar{V}_{0y} = V_{0y} / V_{0x}$ ;

$X_{0I}(S)$ ,  $X_{0II}(S)$ ,  $Y_{0I}(S)$ ,  $Y_{0II}(S)$  - безразмерные абсциссы и ординаты точек I и II профиля в начальный момент времени.

В работе [2] получена система интегральных уравнений и построен алгоритм их численного решения на основе метода дискретных вихрей. При движении профилей по закону (I) на большой высоте циркуляция скорости вокруг них слабо меняется, вследствие чего интенсивности свободных вихрей весьма незначительны и их влиянием можно пренебречь. Поэтому в качестве начального решения, следуя работе [2], естественно выбрать квазистационарное.

Рассмотрим сначала движение одиночного профиля по закону (I). На рис. 2 показаны зависимости аэродинамических характеристик профиля от времени, полученные на основе решения нестационарной задачи (сплошные кривые) и по гипотезе квазистационарности (штриховые кривые), т.е. без учета влияния свободных вихрей [4]. Расчеты проведены при следующих значениях параметров:

$$\vartheta = 5^\circ; \quad \bar{V}_{0y} = -0.1; \quad y_0(l_b) = 0.5.$$

На профиле располагалось 20 вихрей, а на отрезке контура стенки - 70.

Из приведенных материалов следует, что влияние нестационарности обтекания на малых высотах проявляется в увеличении коэффициента нормальной силы  $C_y$ . Этот результат не противоречит известным экспериментальным данным, полученным из летных испытаний. Так в работе [5] показано, что на режиме посадки при приближении к Земле с некоторой вертикальной скоростью подъемная сила, реализующаяся на самолете, превышает значения, подсчитанные на основе гипотезы квазистационарности по результатам грубых испытаний.

Нестационарность приводит также (рис. 2) к уменьшению подсосывающей силы (коэффициент подсосывающей силы  $-C_q$ ). Следует отметить, что при расчете подсосывающей силы на профиле рассматривалась неравно-

мерная сетка расположения дискретных вихрей [6]. Вихревой след в данном случае имеет прямолинейную форму (рис. 2).

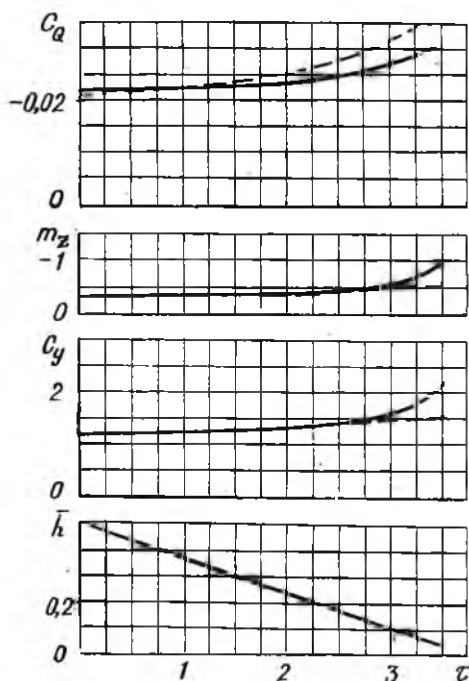


Рис. 2. Зависимости аэродинамических характеристик профиля, движущегося вблизи экрана, от времени

Рассмотрим теперь движение системы двух профилей по закону (I). На рис. 3 изображены вихревые следы такой системы ( $V_x^2 = V_y^2 = 5^\circ$ ;  $\bar{H} = H/\beta = -0.5 \cos \vartheta$ ;  $L_B = L_R/\beta = 1$ ;  $V_{ay} = -0.071$ ;  $Y_{ax}(\beta) = 0.5$ ).

Из рис. 3 видно, что вихревые следы располагаются на прямых линиях. На этом же рисунке даны аэродинамические характеристики профилей,

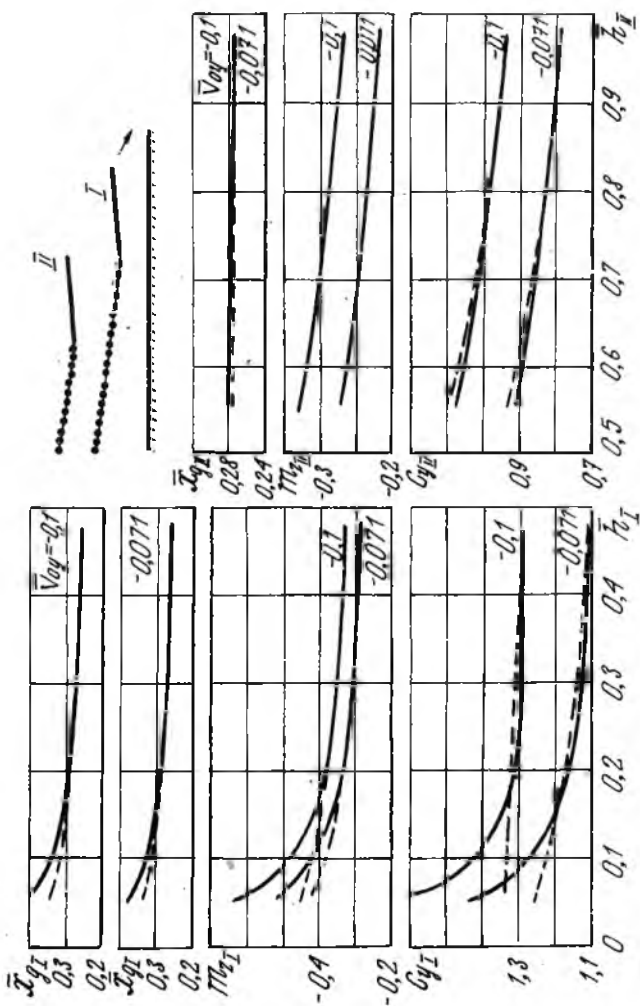


Рис. 3. Зависимости аэродинамических характеристик системы двух профилей, движущихся волизи экрана, от времени

рассчитанные на основе нестационарной теории (сплошные кривые) и по гипотезе квазистационарности (штриховые кривые). Из сопоставления данных следует, что наибольшее влияние нестационарность оказывает на аэродинамические характеристики профиля I на малых высотах. Это влияние на указанных высотах качественно такое же, как и в случае движения одиночного профиля к стенке. Отметим, что приращение коэффициента нормальной силы  $C_{yI}$  профиля I, возникающее за счет нестационарности обтекания, зависит от высоты не только по абсолютной величине, но и по знаку. Влияние сил нестационарной природы на аэродинамические характеристики профиля II, расположенного выше над стенкой, незначительно.

Алгоритм расчета, разработанный в работе [2], позволяет исследовать аэродинамические характеристики системы профилей, приближающихся к конечному контуру по закону (I), с учетом расположения траектории их движения над его концом. В качестве примера на рис. 4 приведены переходные процессы для коэффициентов нормальной силы и центра давления, а также вихревые следы при следующих значениях параметров:

$$\alpha_I = \alpha_{II} = 5^\circ; \quad \bar{H} = 0.2 \cos 2\vartheta;$$

$$\bar{c}_B = 2; \quad \bar{V}_{0y} = -0.1; \quad \gamma_{0I} = 0.5.$$

Следует отметить, что с приближением системы к краю площадки наблюдается падение нормальной силы профилей и сдвиг их центров давления вперед; вихревой след профиля I сильно деформирован.

#### Л и т е р а т у р а

1. *Giesing J.P. Nonlinear two-dimensional in steady potential flow with lift. Aircraft, vol. 5, No. 2, 1968.*
2. Шумский Г.М. Нелинейная задача о движении профиля вблизи волнистой стенки. Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук, 1977, т. 20, № 8, вып. 2.
3. Шумский Г.М. Расчет нестационарных аэродинамических характе-

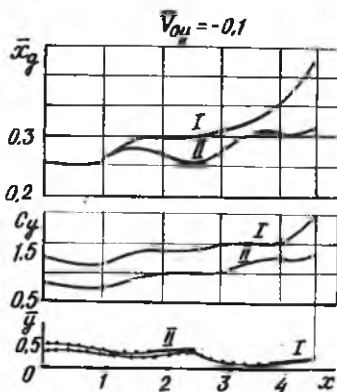


Рис. 4. Переходные процессы для коэффициентов нормальной силы и центра давления

- ристик профиля, движущегося вблизи плоской стенки. - РЖ "ВТЭ", серия "А", вып. 29. Деп. № Д03661, 1978.
4. Введение в аэроупругость /С.М.Белоцерковский, Ю.А.Кочетков А.А.Красовский, В.В.Новицкий.- М.:Наука, 1980.
  5. *Baker P.A. Schwabkhard w. G. Flight evaluation of ground effect on several low-aspect-ratio airplanes. - NASA TND-6053, October, 1970.*
  6. Горелов Д.Н., Куляев Р.Л. Нелинейная задача о нестационарном обтекании тонкого профиля несжимаемой жидкостью. - АН СССР, МЖГ, 1971, № 6.

УДК 533.6.011.32

З.Х.Нугманов, В.Г.Павлов, М.Г.Шарафеев

#### ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОФИЛЯ ПО ЗАДАННОМУ РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ДАВЛЕНИЯ

Излагается численный метод построения контура крылового профиля по заданному распределению давления на его поверхности в потенциальном потоке несжимаемой жидкости.

Решению обратной задачи аэродинамики на основе метода конформных отображений и гидродинамических особенностей, размещенных по контуру профиля, посвящен целый ряд работ [1] - [14]. В последние годы получили широкое распространение численные методы расчета, базирующиеся на решении интегродифференциального уравнения, выражающего условие совпадения контура профиля с одной из линий тока [6] - [9], [11] - [14].

Наиболее простой и эффективный метод решения уравнения линии тока дан в работах [6] - [9]. В работах [12], [13] авторам удалось достичь высокой степени точности решения интегродифференциального уравнения благодаря применению аналитического способа вычисления интегралов на отдельных элементах поверхности профиля (панелях). Такой способ вычислений позволяет повысить точность расчетов при проектировании профилей с заостренными задними кромками.

В данной работе также решается уравнение линии тока относительно искомого ординаты профиля. Но в отличие от методов [6] и [12] здесь для описания контура профиля применен ряд из полиномов Якоби, удовлетворяющий условиям замкнутости и формы кромок профиля. Кроме того, задавая коэффициенты ряда, можно получить профили с заданными геометрическими характеристиками (толщины, кривизны и т.д.). Задача решена методом