

УДК 629.7.015.3.025:533.6.013.2.011.3

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА, ДВИЖУЩЕГОСЯ С ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ, ПРИ СЛАБОМ ВОЗДЕЙСТВИИ НА НЕГО УДАРНОЙ ВОЛНЫ

Н. А. ГРИЦЕНКО, М. И. НИШТ

(Москва)

В линейной постановке решается задача о слабом воздействии ударной волны на движущееся с дозвуковой скоростью ($0 < M < 1$) крыло сложной формы в плане.

В [1, 2] эта задача решалась для пластины бесконечного размаха. В [1] получено точное решение для коэффициента подъемной силы, а в [2] — для аэродинамической нагрузки на пластинку, движущейся с дозвуковой скоростью, при падении на нее под произвольным углом плоской ударной волны с постоянными параметрами за фронтом.

В [3] рассмотрено воздействие слабой ударной волны на крыло сложной формы в плане при сверхзвуковых скоростях. Однако для дозвуковых скоростей эффективных методов решения этой задачи неизвестно.

В данной работе численные методы линейной нестационарной аэродинамики [4] обобщаются на случай слабого воздействия ударной волны, имеющей параметры за фронтом, изменяющиеся по произвольному закону, на крыло сложной формы в плане, движущееся с дозвуковой скоростью ($0 < M < 1$). Используется рациональный путь решения этой задачи, когда вначале решается базовая краевая задача для ступенчатого изменения кинематического параметра во времени, а переход к произвольным законам от времени осуществляется с помощью интеграла свертки [4].

1. Постановка задачи. Численный метод. Рассмотрим тонкое плоское крыло произвольной формы в плане, движущееся в невязкой сжимаемой среде с постоянной дозвуковой скоростью U_0 ($0 < M < 1$) под нулевой углом атаки ($\alpha = 0$). Пусть на это крыло падает со скоростью $V \geq a$ (a — скорость звука) с произвольного направления плоская ударная волна (фиг. 1), при этом в отсутствие крыла параметры потока за фронтом волны известны. Найдем возмущенные (вызванные крылом) параметры потока (давление, плотность, скорость и другие величины) при слабом взаимодействии крыла с ударной волной.

Введем систему координат $Oxyz$, связанную с крылом, направив ось Ox вдоль корневой хорды назад, и безразмерные координаты $\xi = x/b$, $\eta = y/b$, $\xi = z/b$, скорости $v = V/U_0$, $w = W/U_0$ (W — возмущенная скорость) и безразмерное время $\tau = U_0 t/b$, где b — длина корневой хорды.

Положение фронта ударной волны в выбранной системе координат можно характеризовать направляющими косинусами нормали к фронту ($\cos v\xi$, $\cos v\eta$, $\cos v\xi$) или углами: γ — острым углом между нормалью к фронту и плоскостью крыла и θ — углом между проекцией нормали на плоскость крыла и осью x (ξ). Положительное значение угла θ показано на фиг. 1.

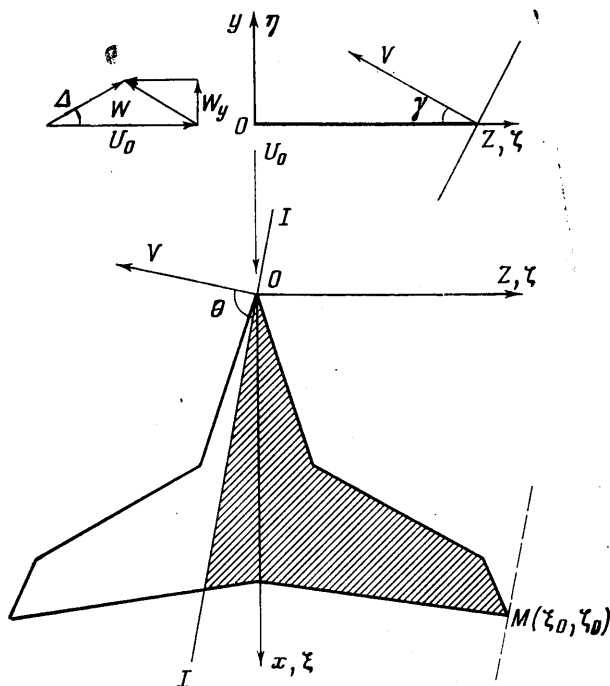
Пусть в некоторый момент времени $\tau = 0$ ударная волна, набегающая на крыло, коснулась его в точке M с безразмерными координатами ξ_0 , ξ_0 . Интенсивность ударной волны будем характеризовать дополнительным углом атаки, который с линейной точностью равен $\Delta = W_{\Delta y}/U_0$ ($W_{\Delta y}$ — проекция скорости потока за ударной волной W_{Δ} на ось Oy). На параметры ударной волны вследствие линейности задачи накладывается условие $\Delta \ll 1$.

Момент времени, в который фронт волны проходит начало координат, обозначим $t_0(\tau_0)$. Нормальное уравнение движущегося плоского фронта ударной волны в безразмерных координатах можно записать в виде

$$(1.1) \quad \xi \cos v\xi + \eta \cos v\eta + \zeta \cos v\zeta - (\cos v\xi + v)(\tau - \tau_0) = 0$$

$$\tau_0 = -(\xi_0 \cos v\xi + \eta_0 \cos v\eta + \zeta_0 \cos v\zeta)(\cos v\xi + v)^{-1}$$

Возмущенные параметры потока в любой точке в общем случае зависят от времени и от расстояния до фронта волны. Поскольку фронт ударной волны перемещается со скоростью $V \gg a$, то волна влияет на обтекание лишь той части крыла, которая находится позади ее фронта. Поэтому



Фиг. 1

необходимо в каждый момент времени знать положение фронта волны относительно крыла. Граница возмущенной и невозмущенной зон на крыле, т. е. линия пересечения фронта волны с плоскостью крыла, перемещается по крылу с течением времени со скоростью, определяемой скоростями движения крыла и волны, а также углами γ и θ . Уравнение этой линии получается из (1.1) при $\eta=0$ и имеет вид

$$(1.2) \quad \xi \cos \theta - \zeta \sin \theta - (\cos \theta + v/\cos \gamma)(\tau - \tau_0) = 0$$

Чтобы определить, находится рассматриваемая точка в возмущенной зоне или нет, необходимо найти расстояние от этой точки до следа фронта (1.2). Обозначим через δ_0 безразмерное расстояние от точки с координатами ξ_1, ζ_1 до следа фронта при $\tau=0$. С учетом (1.1) и (1.2) получим

$$(1.3) \quad \delta_0 = (\xi_1 - \xi_0) \cos \theta - (\zeta_1 - \zeta_0) \sin \theta$$

Вычислим безразмерную скорость перемещения фронта волны по крылу

$$(1.4) \quad u^* = v / \cos \gamma + \cos \theta$$

На основании (1.3) и (1.4) получим условие нахождения рассматриваемой точки с координатами ξ_1, ζ_1 в зоне, охваченной потоком за ударной волной

$$(1.5) \quad \delta_0 \leq u^* \tau$$

Для решения задачи воспользуемся методом дискретных вихрей [4]. В каждый расчетный момент τ_r ($r=1, 2, \dots$) крыло и его след заменим системой косых нестационарных вихрей — присоединенных и свободных. Граничное условие о непротекании крыла будем выполнять в ряде контрольных точек. Положение дискретных вихрей и контрольных точек выбирается в соответствии с [4]. Поскольку в сжимаемой среде ($0 < M < 1$) возмущения распространяются с конечной скоростью, равной скорости звука, то здесь рассматривается весь процесс образования и движения свободных вихрей, а не только те их состояния, которые соответствуют расчетным моментам времени. В результате задача сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений для переходных функций безразмерных циркуляций вихрей $[\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{kr}]$, которая имеет вид [4]

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^{n_{k-1}^k} [\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{kr}] w_{\nu\mu, p-1, k-1, r-1}^{vpr} = H_{p-1}^{vpr} + \\ & + \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^{n_{k-1}^k} [\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{k, r-1}] w_{\nu\mu, p-1, k-1, r-1}^{vpr} - \\ & - \sum_{s=1}^{r-1} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^{n_{k-1}^k} [\delta\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{ks}] w_{\nu\mu, p-1, k-1, s-1}^{vpr} \end{aligned} \quad (1.6)$$

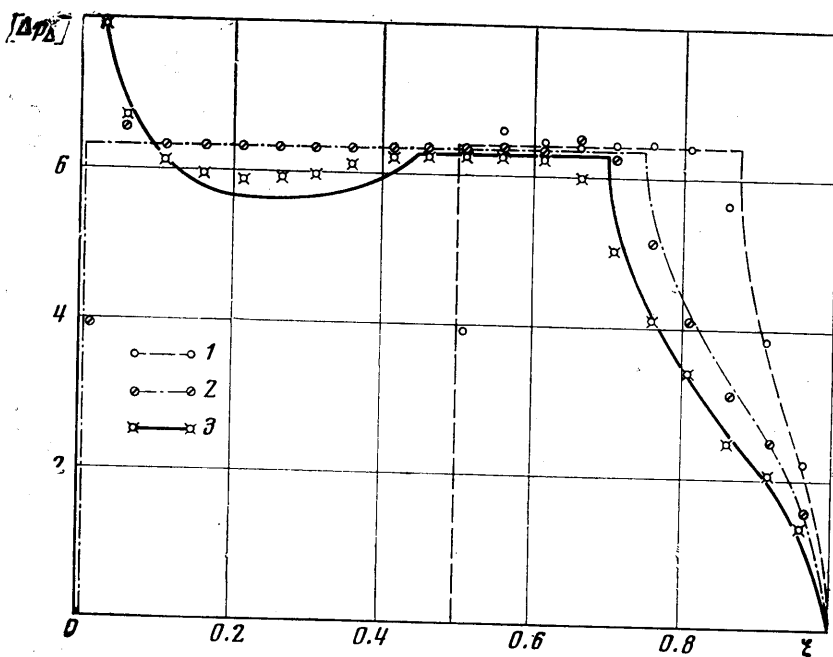
$$p=1, 2, \dots, N; \quad v=1, 2, \dots, n_{p-1}^p$$

$$[\delta\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{ks}] = [\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{ks}] - [\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{k, s-1}], \quad [\delta\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{k, 1}] = [\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{k, 1}]$$

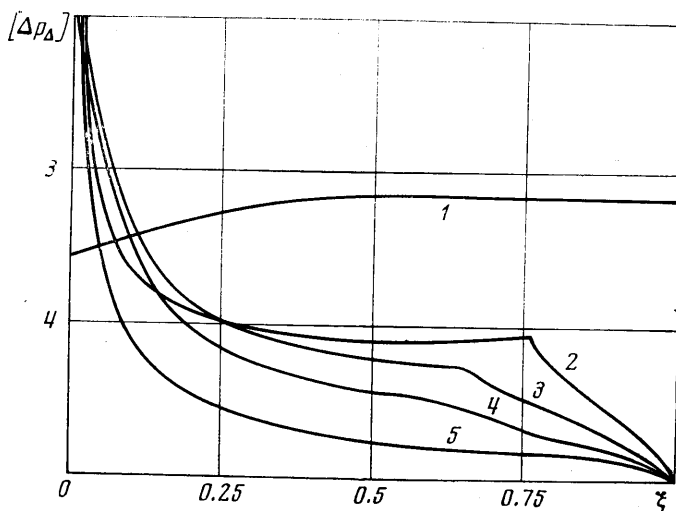
Здесь $p(k)$ — номер продольной расчетной полосы на крыле, N — их число на размахе крыла, $\nu(\mu)$ — номер контрольной точки (вихря), $n_{p-1}(n_{k-1}^k)$ — их число в данной полосе. Безразмерные функции w_ν с различными индексами вычисляются по формулам, приведенным в [4], с учетом запаздывания прихода возмущений в контрольные точки вследствие конечности скорости их распространения. Функции H_{p-1}^{vpr} определяются граничным условием и в соответствии с (1.5) равны

$$H_{p-1}^{vpr} = \begin{cases} -4\pi, & \xi_v \leq u^* \tau_r \\ 0, & \xi_v > u^* \tau_r \end{cases}$$

По найденным из системы уравнений (1.6) переходным функциям циркуляций присоединенных вихрей $[\Gamma_{\Delta\mu, k-1}^{kr}]$ с помощью теоремы



Фиг. 2

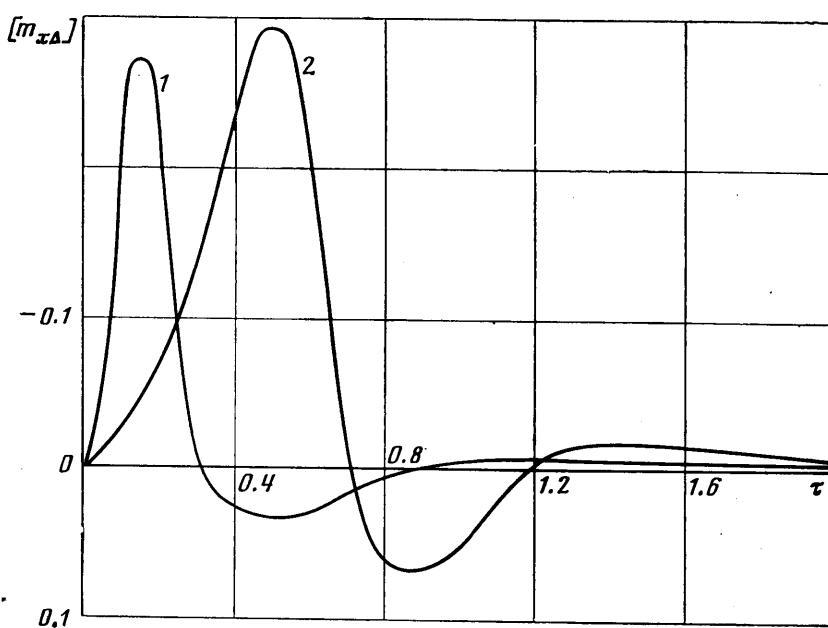


Фиг. 3

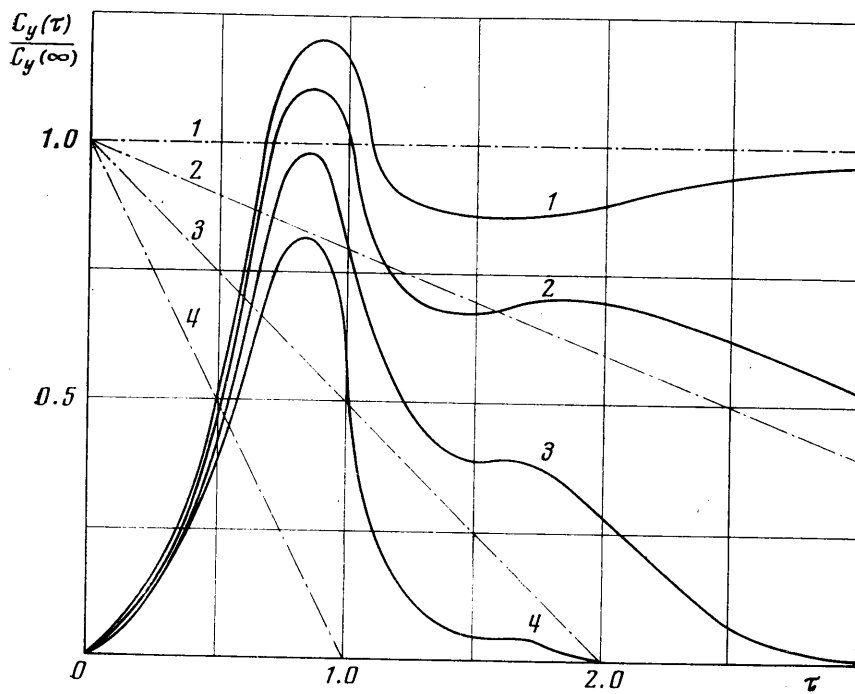
Н. Е. Жуковского «в малом» [4] вычисляются переходные функции аэродинамических нагрузок, а по ним — силы и моменты, действующие на крыло, и их безразмерные коэффициенты.

2. **Примеры.** По изложенной выше методике проведены расчеты нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане при набегании слабой ударной волны ($V=a$) с произвольных направлений и при различных числах $M < 1$ (во всех приведенных ниже примерах $M=0.8$).

На фиг. 2 показано в различные моменты времени распределение безразмерной аэродинамической нагрузки $[\Delta p_{\Delta}]$ вдоль хорды пластинки бесконечного размаха при догоне ее слабой ударной волной под углами $\gamma=50^\circ$, $\theta=180^\circ$. Линиями представлены



Фиг. 4



Фиг. 5

результаты точного решения [2], а точками — данные численного расчета (линиям и точкам 1—3 соответствуют значения $\tau=0.5, 1, 1.2$). Число вихрей на хорде пластинки при расчете было принято $n=20$. Сопоставление результатов точного и численного решения показывает, что расчет по предлагаемой методике улавливает тонкие детали в распределении аэродинамической нагрузки по хорде при перемещении фронта ударной волны.

На фиг. 3 для $\tau=1.25$ представлены результаты расчета распределения безразмерной аэродинамической нагрузки $[\Delta p_\Delta]$ по хорде для различных сечений по размаху прямоугольного крыла $\lambda=2.5$ при набегающей на него ударной волны под углами $\theta=90^\circ$ и $\gamma=45^\circ$. Линиям 1—5 соответствуют сечения $\zeta=-0.502, -0.092, 0.324, 0.73, 1.146$, причем фронт ударной волны перемещается в направлении от положительных к отрицательным ζ . Видно, как по мере перемещения фронта волны происходит перераспределение нагрузки как по размаху, так и по хорде крыла.

Результаты расчета переходных функций коэффициента поперечного момента $[m_{x\Delta}]$ равностороннего треугольного крыла ($\lambda=2.3$) при набегающей на него ударной волны под углами $\theta=60^\circ$ (кривая 1) и $\theta=120^\circ$ (кривая 2) и $\gamma=45^\circ$ изображены на фиг. 4. На фиг. 5 приведены примеры численного расчета методом свертки относительного коэффициента подъемной силы того же крыла в случае изменения скорости потока за фронтом волны по линейному закону

$$\Delta(\tau)/\Delta^*=1-\tau/T$$

Здесь Δ^* — максимальное значение параметра Δ . Сплошными линиями 1—4 соответствуют значения $T=\infty, 5, 2, 1$. Штрихпунктирными линиями показаны законы изменения скорости потока за фронтом, соответствующие вышеуказанным значениям T . В относительных величинах эти линии показывают также изменение по τ значений коэффициента подъемной силы, полученных по гипотезе стационарности.

Поступила 22 XI 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Krasnoff E. Subsonic lift response to penetration of a sharp-edged gust moving at supersonic speed. J. Aeronaut. Sci., 1958, vol. 25, No. 3.
2. Ehlers F. E., Shoemaker E. M. A linearised analysis of the forces exerted on a rigid wing by a shock wave. J. Aeronaut. Sci., 1959, vol. 26, No. 2.
3. Шамшурин А. Д. Воздействие слабой ударной волны на крыло сложной формы в плане при сверхзвуковых скоростях. Изв. АН СССР, МЖГ, 1974, № 2.
4. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М., «Наука», 1971.