

РАСЧЕТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОРЫВА НА КРЫЛО С ДОЗВУКОВЫМИ ПЕРЕДНИМИ И ЗАДНИМИ КРОМКАМИ

С. М. БЕЛОЦЕРКОВСКИЙ, С. А. ПОПЫТАЛОВ

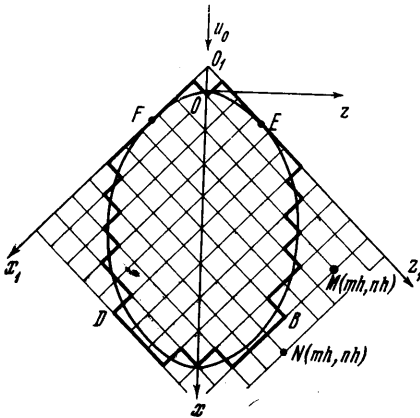
(Москва)

Для учета воздействия турбулентной атмосферы на самолет, изучения автоколебания его частей в потоке и т. д. необходимо уметь находить распределенные и суммарные аэродинамические характеристики деформирующегося крыла как при произвольных, так и при гармонических зависимостях параметров движения и деформаций от времени. Наиболее эффективным оказался путь, основанный на решении соответствующих краевых задач для ступенчатых зависимостей от времени. После этого переход к любым другим законам производится при помощи интеграла Дюамеля.

Предлагается численный метод решения указанных задач в линейной постановке для жестких и деформирующихся крыльев произвольной формы в плане (в том числе крыльев изменяемой геометрии с криволинейными кромками и т. д.). Он является

дальнейшим развитием метода работы [1], где были рассмотрены стационарные задачи. Метод позволяет эффективно находить нестационарные характеристики крыльев не только простой, но и сложной формы в плане как при сверхзвуковых, так и при смешанных и дозвуковых передних и задних кромках.

Кроме того, приведены точные соотношения, позволяющие найти переходные функции распределенных и суммарных аэродинамических характеристик для крыла произвольной формы в плане в начальный момент времени ($\tau \rightarrow 0$) при любом числе Маха M .



Фиг. 1

осью x параллельной направлению набегающего потока (фиг. 1). Должны выполняться следующие граничные условия ($\varphi_1(x, y, z, t)$ — потенциал скорости) [2, 3].

На крыле

$$\left[\frac{\partial \varphi}{\partial y_1} \right]_{y_1=0} = \begin{cases} 0, & \tau < 0 \\ \alpha^* + \omega_x^* \frac{z}{b} + \omega_z^* \frac{x}{b} + b \frac{df_\delta}{dx} \delta^* - f_\delta \frac{d\delta^*(\tau)}{d\tau}, & (\tau \geq 0) \end{cases} \quad (1.1)$$

$$\left(\varphi = \frac{2\varphi_1}{U_0}, \quad y_1 = \frac{2y}{l}, \quad \tau = \frac{U_0 t}{b} \right)$$

Амплитудные значения угла атаки, безразмерных угловых скоростей относительно осей Ox и Oz и параметра деформации обозначены соответ-

ственно через

$$\alpha^*, \quad \omega_x^* = \frac{\Omega_x^* b}{U_0}, \quad \omega_z^* = \frac{\Omega_z^* b}{U_0}, \quad \delta^*$$

Здесь f_δ — уравнение деформируемой поверхности, b — корневая хорда, l — размах крыла.

На вихревой пелене (x' — координата задней кромки в произвольном сечении крыла z)

$$\varphi(x, 0, z, \tau) = \varphi(x', 0, z, \tau') \quad (1.2)$$

$$\tau' = \tau - \frac{x - x'}{b}$$

Выражение (1.2) получается из условия постоянства циркуляции скорости по любому замкнутому жидкому контуру, охватывающему крыло. Используя интеграл Коши — Лагранжа, можно показать, что условие (1.2) эквивалентно требованию

$$U_0 \frac{\partial \varphi}{\partial x} + \frac{\partial \varphi}{\partial t} = 0$$

которое выражает непрерывность давления при переходе через вихревую пелену.

На волне возмущения (x_1, z_1 — характеристические координаты)

$$\varphi(x_1, y_1, z_1, \tau) = 0 \quad (1.3)$$

причем

$$x_1 = \frac{2x}{Kl} - \frac{2z}{l} - \frac{2x_0}{Kl}, \quad z_1 = \frac{2x}{Kl} + \frac{2z}{l} - \frac{2x_0}{Kl}, \quad K = \sqrt{M^2 - 1}$$

(x_0 — координата начала отсчета).

В плоскости $y = 0$ вне крыла и вихревой пелены

$$\varphi(x_1, 0, z_1, \tau) = 0 \quad (1.4)$$

На дозвуковых задних кромках крыла должно выполняться условие Чаплыгина — Жуковского. Можно показать, что оно будет обеспечено, если потребовать непрерывность потенциала при переходе через эти кромки.

Для потенциала возмущенных скоростей используется выражение, полученное в работе [2]. В безразмерных характеристических координатах $0_1 x_1 y_1 z_1$ для точек плоскости xz оно имеет вид

$$\begin{aligned} \varphi(x_1, z_1, \tau) = & -\frac{1}{4\pi} \iint_{S_1} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y_1}(\xi_1 \zeta_1 \tau_1) \right]_{y_1=0} \frac{d\xi_1 d\zeta_1}{r} - \\ & -\frac{1}{4\pi} \iint_{S_2} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y_1}(\xi_1 \zeta_1 \tau_2) \right]_{y_1=0} \frac{d\xi_1 d\zeta_1}{r} \\ r = & \sqrt{(x_1 - \xi_1)(z_1 - \zeta_1)}, \quad \xi_1 = \frac{2\xi}{Kl} - \frac{2\zeta}{l} - \frac{2x_0}{Kl}, \quad \zeta_1 = \frac{2\xi}{Kl} + \frac{2\zeta}{l} - \frac{2x_0}{Kl} \end{aligned} \quad (1.5)$$

$$\tau_1 = \tau - \frac{M^2 l}{2bK} \left[\frac{x_1 - \xi_1 + z_1 - \zeta_1}{2} - \frac{r}{M} \right] - f(\xi_1 \zeta_1),$$

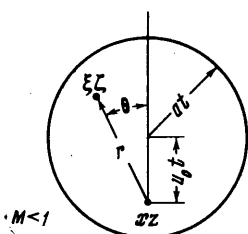
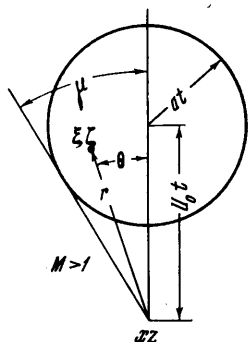
$$\tau_2 = \tau - \frac{M^2 l}{2bK} \left[\frac{x_1 - \xi_1 + z_1 - \zeta_1}{2} + \frac{r}{M} \right] - f(\xi_1 \zeta_1)$$

Через $f(\xi_1, \zeta_1)$ обозначена произвольная функция. Области интегрирования S_1 и S_2 , включают источники, от которых в момент времени τ в точке $x_1 z_1$ приходят сигналы от распределенных источников соответственно передним и задним фронтом волны.

Давление на верхней поверхности крыла p находится из соотношения (ρ — плотность среды)

$$p = -\rho U^2 \frac{l}{b} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial \tau} + \frac{2b}{Kl} \frac{\partial \varphi}{\partial x_1} + \frac{2b}{Kl} \frac{\partial \varphi}{\partial z_1} \right] \quad (1.6)$$

Аэродинамические коэффициенты силы и моментов, отнесенные соответственно к S , Sb и Sl , представляются в виде



Фиг. 2

$$C_y = \frac{\lambda}{2} \left\{ \frac{Kl}{2b} \iint_S \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} dx_1 dz_1 + \frac{4}{l} \int_{-l/2}^{l/2} \varphi[\psi(z_1), z_1] dz \right\}$$

$$m_z = \frac{\lambda}{2} \left\{ \frac{K^2 b^2}{4b^2} \iint_S \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} \left(\frac{x_1 + z_1}{2} + \frac{2x_0}{Kl} \right) dx_1 dz_1 - \right.$$

$$\left. - \frac{lK}{2b} \iint_S \varphi dx_1 dz_1 + \frac{2K}{b} \int_{-l/2}^{l/2} \varphi[\psi(z_1), z_1] \left(\frac{x_1 + z_1}{2} + \frac{2x_0}{Kl} dz \right) \right\} \quad (1.7)$$

$$m_x = \frac{\lambda}{8} \left\{ \frac{Kl}{2b} \iint_S \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} (z_1 - x_1) dx_1 dz_1 + \right.$$

$$\left. + \frac{4}{l} \int_{-l/2}^{l/2} \varphi[\psi(z_1), z_1] (z_1 - x_1) dz \right\}$$

Здесь λ — удлинение крыла, а $x = \psi(z)$ — уравнение его задней кромки, S — площадь крыла.

2. Точные соотношения. Рассмотрим мгновенное изменение по времени параметров (1.1). Введем полярную систему координат с началом в точке xz (Фиг. 2). С учетом граничного условия (1.1) выражение (1.5) для случая, когда область интегрирования не выходит за пределы крыла, примет вид (μ — угол Маха)

$$\varphi(x, z, t) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\theta_1} \int_0^{r_+} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y} \right]_{y=0} \frac{dr d\theta}{r_1} + \frac{1}{\pi} \int_0^{\theta_1} \int_0^{r_2} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y} \right]_{y=0} \frac{dr d\theta}{r_1} \quad (2.1)$$

$$\theta_1 = \begin{cases} \mu & (M \geq 1) \\ 1/2\pi & (M \leq 1) \end{cases} \quad r_+ = at(M \cos \theta + r_1)$$

$$r_2 = \begin{cases} at(M \cos \theta - r_1) & (M \geq 1) \\ -at(M \cos \theta - r_1) & (M \leq 1) \end{cases} \quad r_1 = \sqrt{1 - M^2 \sin^2 \theta}$$

Представим функцию $f_\delta(x^*, z^*)$ в виде ($x^* = x/b$, $z^* = z/b$);

$$f_\delta(x^*, z^*) = a_0 + a_1 x^* + \dots + a_n x^{*n} \quad (2.2)$$

Подставив (2.2) в (2.1), найдем производную $\partial \varphi / \partial t$, и затем устремим t к нулю. Для разности коэффициентов давлений на нижней и верхней поверхностях крыла получим следующую формулу, справедливую при лю-

бых числах M :

$$\Delta p = \frac{4}{M} \frac{d\delta}{d\tau} \sum_0^n a_n x^{*n} \quad (2.3)$$

Полагая $n = 0$, $a_0 = 1$; $n = 1$, $a_0 = 0$, $a_1 = 1$, приходим согласно (1.1) соответственно к α^* - и ω_z^* -задачам

$$\frac{\Delta p}{\alpha^*} = \frac{4}{M}, \quad \frac{\Delta p}{\omega_z^*} = \frac{4}{M} x^* \quad (2.4)$$

Представляя функцию $f_\delta(x^*, z^*)$ в виде

$$f_\delta(x^*, z^*) = b_0 + b_1 z^* + \dots + b_n z^{*n} \quad (2.5)$$

получим

$$\Delta p = \frac{4}{M} \frac{d\delta}{d\tau} \sum_0^n b_n z^{*n} \quad (2.6)$$

Полагая $n = 1$, $b_0 = 0$, $b_1 = 1$, приходим к ω_x^* -задаче

$$\frac{\Delta p}{\omega_x^*} = \frac{4}{M} z^* \quad (2.7)$$

Значения коэффициентов аэродинамической силы и моментов в случаях (2.2) и (2.5) имеют вид ($x = \psi_1(z)$ — уравнение передней кромки крыла)

$$\begin{aligned} C_y &= \frac{4}{SM} \frac{d\delta}{d\tau} \sum_0^n \frac{a_n}{(n+1)b^n} \int_{-l/2}^{+l/2} [\psi^{n+1}(z) - \psi_1^{n+1}(z)] dz \\ m_z &= \frac{4}{SM} \frac{d\delta}{d\tau} \sum_0^n \frac{a_n}{(n+2)b^{n+1}} \int_{-l/2}^{+l/2} [\psi^{n+2}(z) - \psi_1^{n+2}(z)] dz \\ m_x &= \frac{4}{SML} \frac{d\delta}{d\tau} \sum_0^n \frac{b_n}{b^n} \int_{-l/2}^{+l/2} z^{n+1} [\psi(z) - \psi_1(z)] dz \end{aligned} \quad (2.8)$$

Для α^* -задачи получаем

$$\frac{C_y}{\alpha^*} = \frac{4}{M}, \quad \frac{m_z}{\alpha^*} = \frac{2}{SbM} \int_{-l/2}^{+l/2} [\psi^2(z) - \psi_1^2(z)] dz \quad (2.9)$$

В ω_z^* -задаче имеем

$$\frac{C_y}{\omega_z^*} = \frac{m_z}{\alpha^*}, \quad \frac{m_z}{\omega_z^*} = \frac{4}{3SMb^2} \int_{-l/2}^{+l/2} [\psi^3(z) - \psi_1^3(z)] dz \quad (2.10)$$

Для ω_x^* -задачи

$$\frac{m_x}{\omega_x^*} = \frac{4}{SMbl} \int_{-l/2}^{+l/2} z^2 [\psi(z) - \psi_1(z)] dz \quad (2.11)$$

Для стреловидного крыла с прямыми кромками наряду с полученными выше выражениями для коэффициента подъемной силы имеем (η — суже-

ние, χ_0 — угол стреловидности по передней кромке)

$$\begin{aligned} \frac{m_z}{\alpha^*} &= \frac{1}{M} \left[\frac{\lambda \operatorname{tg} \chi_0}{3} \frac{\eta + 2}{\eta} + \frac{4}{3} \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta^2 + \eta} \right] \\ \frac{m_z}{\omega_z^*} &= \frac{2}{3M} \left[\frac{\lambda^2 \operatorname{tg}^2 \chi_0}{16\eta^2} (\eta^2 + 4\eta + 3) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{\lambda \operatorname{tg} \chi_0}{4\eta^2} (\eta^2 + 2\eta + 3) + \frac{\eta^3 + \eta^2 + \eta + 1}{\eta^3 + \eta^2} \right] \\ \frac{m_x}{\omega_x^*} &= \frac{\lambda}{12M\eta} (3 + \eta) \end{aligned} \quad (2.12)$$

3. Численный метод. Метод решения задачи основан на дальнейшем развитии подхода, примененного в работе [1] для решения стационарных задач.

Полуразмах крыла разбиваем на N одинаковых частей. Введем характеристическую систему координат таким образом, чтобы крыло лежало в области положительных значений координат. Через точки деления проведем линии, параллельные осям координат (фиг. 1). Область интегрирования будет состоять из целого числа ячеек. Ячейка считается принадлежащей крылу, если ее центр находится внутри контура крыла. Считается, что вне крыла производная $[\partial\varphi/\partial y]_{y_i=0}$ в фиксированный момент времени постоянна в пределах ячейки. Крыло задается таблицей значений m^*n^* для ячеек, расположенных по контуру крыла ($m = x_1/h$, $n = z_1/h$, h — сторона ячейки). Так, $m_1^*n_1^*$ означает принадлежность ячеек контуру EFD , а $m_1^*n_2^*$ — контуру EBD . Кроме того, отдельно задается задняя кромка крыла значениями $m_3^*n_3^*$. Вычисление выражений (1.5), (1.7) производится путем суммирования интегралов по ячейкам, вошедшим в область интегрирования.

$$\varphi(mh, nh, \tau) = -\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n I_{mn}^{ij}(\tau_1) - \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n I_{mn}^{ij}(\tau_2) \quad (3.1)$$

При мгновенном изменении параметров (1.1) по времени на всем крыле нужно принять $f(\xi_1, \zeta_1) = 0$, а при постепенном вхождении в ступенчатый порыв

$$f(\xi_1, \zeta_1) = \frac{Kl}{2b} \left(\frac{i+j}{2} h + \frac{2x_0}{Kl} \right) \quad \left(i = \frac{\xi_1}{h}, \quad j = \frac{\zeta_1}{h} \right)$$

Определение аэродинамических коэффициентов производится по формулам

$$\begin{aligned} C_y &= \lambda \left[\frac{Klh^2}{4b} \sum_{m=1}^{m_1^*} \sum_{n_1^*}^{n_2^*} \frac{\partial\varphi}{\partial\tau} + h \sum_{m_3^*n_3^*} \varphi \right] \\ m_z &= \lambda \frac{l}{2b} \left[\frac{K^2lh^2}{4b} \sum_{m=1}^{m_1^*} \sum_{n_1^*}^{n_2^*} \left(\frac{m+n}{2} h + \frac{2x_0}{Kl} \right) \frac{\partial\varphi}{\partial\tau} - \right. \\ &\quad \left. - \frac{Kh^2}{2} \sum_{m=1}^{m_1^*} \sum_{n_1^*}^{n_2^*} \varphi + Kh \sum_{m_3^*n_3^*} \left(\frac{m+n}{2} h + \frac{2x_0}{Kl} \right) \varphi \right] \end{aligned} \quad (3.2)$$

$$m_x = \frac{\lambda}{4} \left[\frac{Klh^3}{4b} \sum_{m=1}^m \sum_{n_1^*}^{n_2^*} (n-m) \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} + h^2 \sum_{m_3^* n_3^*} (n-m) \varphi \right]$$

$$I_{mn}^{ij}(\tau) = \int_{ih}^{(i+1)h} \int_{jh}^{(j+1)h} \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y_1}(\xi_1, \zeta_1, \tau) \right]_{y_1=0} \frac{d\xi_1 d\zeta_1}{r}$$

Для точек, лежащих на поверхности крыла, у которых область интегрирования не выходит за пределы крыла, формула (3.1) дает окончательное решение. Это относится, например, ко всем точкам крыльев со сверхзвуковыми передними и задними кромками.

Если область интегрирования включает в себя возмущенную область вне крыла и вихревой пелены, то необходимо дополнительно, используя условие (1.4), найти неизвестные скосы вне крыла в те моменты времени, которые соответствуют приходу возмущений в исследуемую точку. Для точки $M(mh, nh)$ (фиг. 1) имеем в момент времени τ

$$\varphi(mh, nh, \tau) = -\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_1^{ve}) - \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_2^{ve}) -$$

$$-\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_1^{ve}) I_{mn}^{ij} - \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_2^{ve}) I_{mn}^{ij} - \Delta B^{ij}$$

$$B^{ij}(\tau_1^{ve}) = \left[\frac{\partial \varphi}{\partial y_1}(ih, jh, \tau_1^{ve}) \right]_{y_1=0}, \quad I_{mn}^{ij} = \int_{ih}^{(i+1)h} \int_{jh}^{(j+1)h} \frac{d\xi_1 d\zeta_1}{r} \quad (3.3)$$

$$\tau_{1,2}^{ve} = \tau - \frac{M^2lh}{2bK} \left[\frac{\varepsilon + v}{2} \mp \frac{\sqrt{\varepsilon v}}{M} \right] - f(ih, jh), \quad \varepsilon = m - i, \quad v = n - j$$

Здесь ΔB^{ij} — член, учитывающий скосы вне крыла слева, если они попадут в область интегрирования.

Так как время τ_1^{ve} , τ_2^{ve} однозначно определяет, какую величину скоса нужно взять в ячейке ij , то пределы при суммах показывают лишь принадлежность ячейки крылу или области вне крыла. С использованием условия (1.4) получаем

$$B^{mn}(\tau) = -\frac{1}{8h} \left[\sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_1^{ve}) + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_2^{ve}) + \right. \quad (3.4)$$

$$\left. + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_1^{ve}) I_{mn}^{ij} + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_2^{ve}) I_{mn}^{ij} + \Delta B^{ij} \right]$$

где вторые две суммы содержат все скосы вне крыла справа, кроме B^{mn} . Вследствие симметрии крыла скосы вне крыла слева можно считать известными.

Если область интегрирования включает область влияния вихревой пелены вне крыла, то необходимо дополнительно, используя условие (1.2),

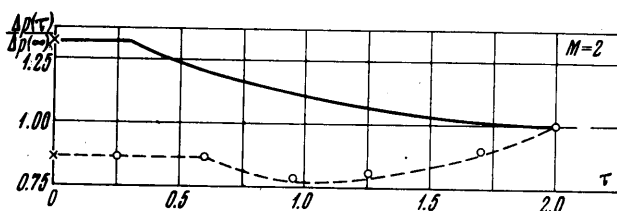
найти неизвестные скосы за крылом. Для точки $N(mh, nh)$ (фиг. 1) имеем в момент времени τ

$$\varphi(mh, nh, \tau) = \frac{1}{4\pi} \left[\Phi_1 + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_1^{ve}) I_{mn}^{ij} + \right. \quad (3.5)$$

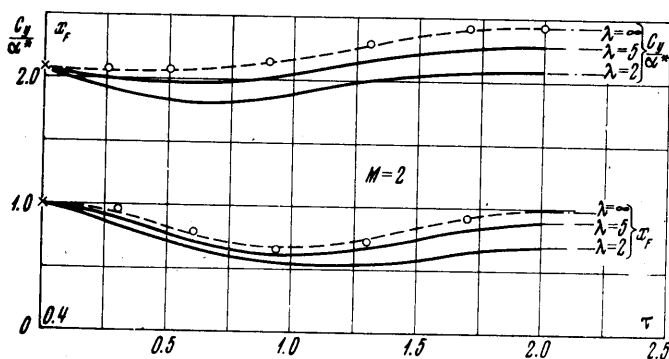
$$\left. + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^n B^{ij}(\tau_2^{ve}) I_{mn}^{ij} \right]$$

$$\Phi = \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_1^{ve}) + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_1^*}^{n_2^*} I_{mn}^{ij}(\tau_2^{ve}) + \Delta B^{ij}$$

Используя условие Чаплыгина — Жуковского на задней кромке крыла



Фиг. 3



Фиг. 4

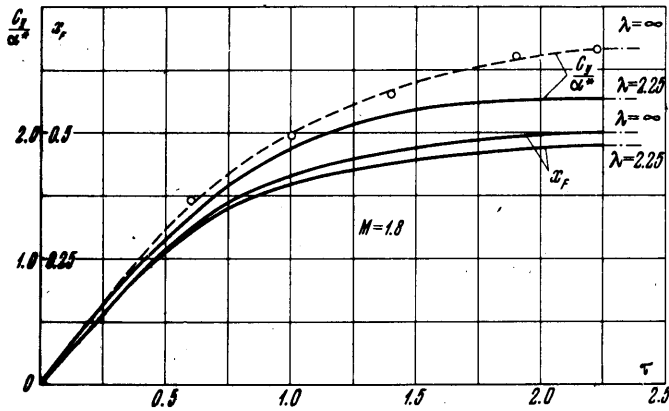
и условие (1.2) на вихревой пелене, разрешим выражение (3.5) относительно $B^{mn}(\tau)$

$$B^{mn}(\tau) = -\frac{1}{8h} \left[\Phi_1 + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^{n'} B^{ij}(\tau_1^{ve}) I_{mn}^{ij} + \right. \quad (3.6)$$

$$\left. + \sum_{i=1}^m \sum_{j=n_2^*+1}^{n'} B^{ij}(\tau_2^{ve}) I_{mn}^{ij} \right] - \frac{\pi}{2h} \Phi[\psi(z_1), z_1, \tau^1]$$

$$n' = \begin{cases} n, & \text{при } i = 1 \div m-1 \\ n-1, & \text{при } i = m \end{cases}$$

В той части области интегрирования, которая распространена на поверхность крыла, значения $I_{mn}^{ij}(\tau)$ считаются точно в каждой ячейке. Для



Фиг. 5

α^* , ω_z^* и ω_x^* задач после подстановки граничного условия (1.1) в (1.5) получаются три интеграла

$$I_{mn}^{ij} = 4h(\sqrt{\epsilon + 1} - \sqrt{\epsilon})(\sqrt{v + 1} - \sqrt{v})$$

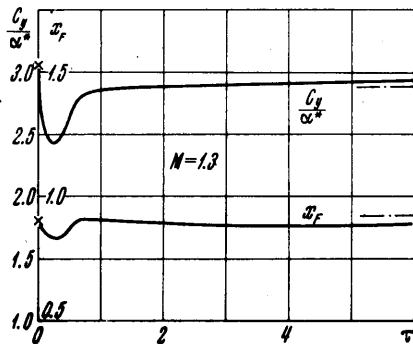
$$I_{1mn}^{ij} = \int_{ih}^{(i+1)h} \int_{jh}^{(j+1)h} \frac{\xi_1 d\xi_1 d\zeta_1}{r_1} = 4mh^2(\sqrt{\epsilon + 1} - \sqrt{\epsilon})(\sqrt{v + 1} - \sqrt{v}) - \frac{4}{3}h^2(\sqrt{(\epsilon + 1)^3} - \sqrt{\epsilon^3})(\sqrt{v + 1} - \sqrt{v}) \quad (3.7)$$

$$I_{2mn}^{ij} = \int_{ih}^{(i+1)h} \int_{jh}^{(j+1)h} \frac{\xi_1 d\xi_1 d\zeta_1}{r_1} = 4nh^2(\sqrt{\epsilon + 1} - \sqrt{\epsilon})(\sqrt{v + 1} - \sqrt{v}) - \frac{4}{3}h^2(\sqrt{(\epsilon + 1)^3} - \sqrt{\epsilon^3})(\sqrt{v + 1} - \sqrt{v})$$

Здесь m и n — количество ячеек от начала координат до исследуемой точки вдоль осей O_1x_1 и O_1z_1 .

4. Примеры. По изложенной методике было рассчитано обтекание крыльев различной формы в плане при мгновенном охвате крыла равномерным порывом и при постепенном входе крыла в указанный порыв.

На фиг. 3, 4 и 5, во-первых, приведены данные методического характера. Здесь ряд расчетов по изложенной методике (точки) сравниваются с точными решениями, заимствованными из работ [4, 5] (пунктир). Во-вторых, указанные фигуры содержат ряд численных расчетов (сплошные линии) и точные значения рассматриваемых характеристик в начальный момент времени ($\tau = 0$), нанесенные крестиками, и по окончании переходного процесса (штрих-пунктир) полученные независимым расчетом. В частности, стационарные значения аэродинамических характеристик, нанесенные на фиг. 6, заимствованы из работы [1].



Фиг. 6

Во всех случаях коэффициент подъемной силы C_y отнесен к площади крыла; через α^* обозначено значение угла атаки, вызванного порывом; x_F — положение фокуса крыла относительно носка корневой хорды в долях этой хорды.

На фиг. 3 приведены результаты расчета отношения нагрузок $\Delta p(\tau) / \Delta p(\infty)$ для точки, расположенной в конце корневой хорды крыла бесконечного размаха (пунктир) и треугольного крыла $\text{tg } \chi_0 \text{ tg } \mu = 0.83$ при мгновенном охвате крыла порывом ($M = 2$).

Фиг. 4 содержит значения коэффициента подъемной силы C_y и фокуса крыла x_F при мгновенном охвате порывом крыла бесконечного размаха и прямоугольных крыльев $\lambda = 2$ и 5 ($M = 2$).

На фиг. 5 приведены полученные значения коэффициента подъемной силы C_y и фокуса крыла бесконечного размаха и прямоугольного крыла $\lambda = 2.25$ при постепенном входе крыла в порыв ($M = 1.8$).

На фиг. 6 даны результаты расчета крыла изменяемой геометрии самолета F-111 при мгновенном охвате крыла порывом. Данные соответствуют стреловидности консоли по передней кромке 60° , $M = 1.3$. Передняя и задняя кромки при этом дозвуковые.

Поступило 10 VII 1969.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М., Кудрявцева Н. А., Федотов Б. Н. Метод расчета аэродинамических характеристик крыльев сложной формы в плане с дозвуковыми передними и задними кромками. Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, № 2.
2. Красильщикова Е. А. Крыло конечного размаха в сжимаемом потоке. М., Гостехиздат, 1952.
3. Белоцерковский С. М. Пространственное неустановившееся движение несущей поверхности. ПММ, 1955, т. 19, вып. 4.
4. Lomax H., Heaslet M. A., Fuller F. B., Sluder L. Two- and three-dimensional unsteady lift problems in high-speed flutter. NACA, Rept 1077, 1952.
5. Lomax H. Lift developed on unrestrained rectangular wings entering gusts at subsonic and supersonic speeds. NACA, Rept 1162, 1954.
6. Bisplinghoff R. L., Ashbey H., Halfman R. L. Aeroelasticity. Cambridge, Mass., Addison — Wesley, 1955.