

УДК 533.69

К ВОПРОСУ ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОВОРОТНЫХ ЗАКОНЦОВОК В КАЧЕСТВЕ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Тютюнников Н.П.*, Шклярчук Ф.Н.**

*Институт прикладной механики РАН,
ИПРИМ РАН, Ленинский проспект, 32а, Москва, В-334, ГСП-1, 119991, Россия*

** e-mail: nicpet@list.ru*

*** e-mail: shklyarchuk@list.ru*

Исследуется возможность управления аэродинамическими свойствами крыла большого удлинения с помощью поворотных законцовок. Для определения распределения аэродинамических нагрузок используется метод дискретных вихрей [1]. Математическая модель упругой конструкции крыла построена с использованием разновидности метода конечных элементов (МКЭ) — метода отсеков [2]. Эти модели применяются для решения связанной задачи аэроупругости. Определяются распределение аэродинамической нагрузки для упругого крыла и скорость дивергенции. Исследуется зависимость аэродинамических характеристик от поворотов законцовок.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, управление, крыло большого удлинения, поворотные законцовки, метод дискретных вихрей, метод отсеков, аэроупругость.

Введение

Крыло современного самолета представляет собой сложную конструкцию, оснащенную многочисленными средствами механизации крыла: элероны, закрылки, предкрылки, интерцепторы и т.д. Эти средства предназначены в основном для управления величиной и распределением аэродинамической подъемной силы.

Так называемые законцовки обычно не используются для активного управления подъемной силой и представляют собой небольшие крылышки или плоские шайбы. Их назначение — быть препятствием для перетекания воздуха через край крыла. Благодаря использованию законцовок удается снизить

индуктивное сопротивление и увеличить подъемную силу на конце крыла.

В настоящей работе рассматривается возможность применения законцовок для управления величиной и распределением аэродинамической нагрузки. При этом законцовки смогут дублировать или даже исполнять функции обычных элементов механизации крыла. Такое использование законцовок может быть особенно эффективным для небольших летательных аппаратов с крыльями большого удлинения, обладающими высокой податливостью.

Целью данной работы является разработка методики расчета, позволяющей определить влияние

таких законцовок, оценить возможность их эффективного использования.

Определение аэродинамических нагрузок по методу дискретных вихрей

На рис. 1 приведена схема, показывающая форму крыла в плане и его разбиение на полосы и панели.

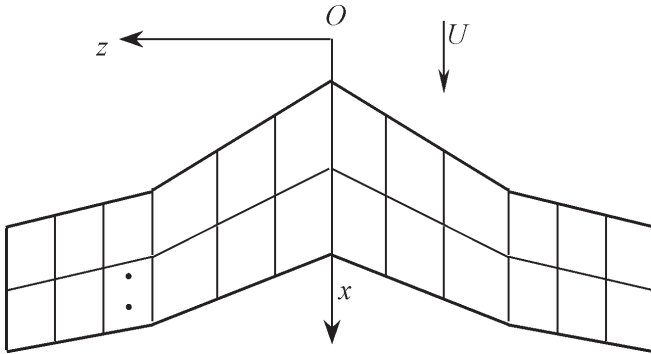


Рис. 1. Форма крыла в плане

Ось Ox ориентирована по скорости U набегающего потока. Ось Oy направлена вверх, а ось Oz образует с осями Ox и Oy правую тройку. Каждая консоль крыла разбивается на n полос. В свою очередь, каждая полоса разбивается на трапециевидные панели.

На рис. 2,а показана одна такая j -я панель ($j=1,2,\dots,N$, N — общее число панелей на консоли). Длина средней линии трапеции обозначена b_j , ширина панели $2c_j$.

При использовании метода дискретных вихрей панель заменяется присоединенным косым вихрем и двумя свободными вихрями интенсивностью Γ_j (на рисунке показаны волнистыми линиями). Косой вихрь расположен по линии $1/4$ хорды панели от ее передней кромки, а свободные вихри простираются от концов косого вихря (на рис. 2,а показаны квадратами) до бесконечности.

Подъемная сила Y_j , действующая на j -ю панель, на основании теоремы Жуковского равна

$$Y_j = \rho U \Gamma_j \cdot (2c_j). \tag{1}$$

Равнодействующая Y_j приложена в центре присоединенного вихря j в точке с координатами x_j, z_j (на рис. 2,а эта точка показана закрашенным кружком).

Условие безотрывности обтекания для каждой панели будем удовлетворять в точке с координатами $x_j^* = x_j + b_j/2, z_j^* = z_j$ (точка показана незакрашенным кружком). Кроме того, в дальнейших выкладках будут использоваться координаты концов присоединенного косого вихря (рис. 2,а):

$$\begin{aligned} x_j^- &= x_j - c_j \operatorname{tg} \chi_j, & x_j^+ &= x_j + c_j \operatorname{tg} \chi_j; \\ z_j^- &= z_j - c_j, & z_j^+ &= z_j + c_j. \end{aligned} \tag{2}$$

Величины, относящиеся к правой консоли, будем помечать значком \sim над соответствующим обозначением. Например, $\tilde{x}_j = x_j, \tilde{z}_j = -x_j, \tilde{\chi}_j = -\chi_j$.

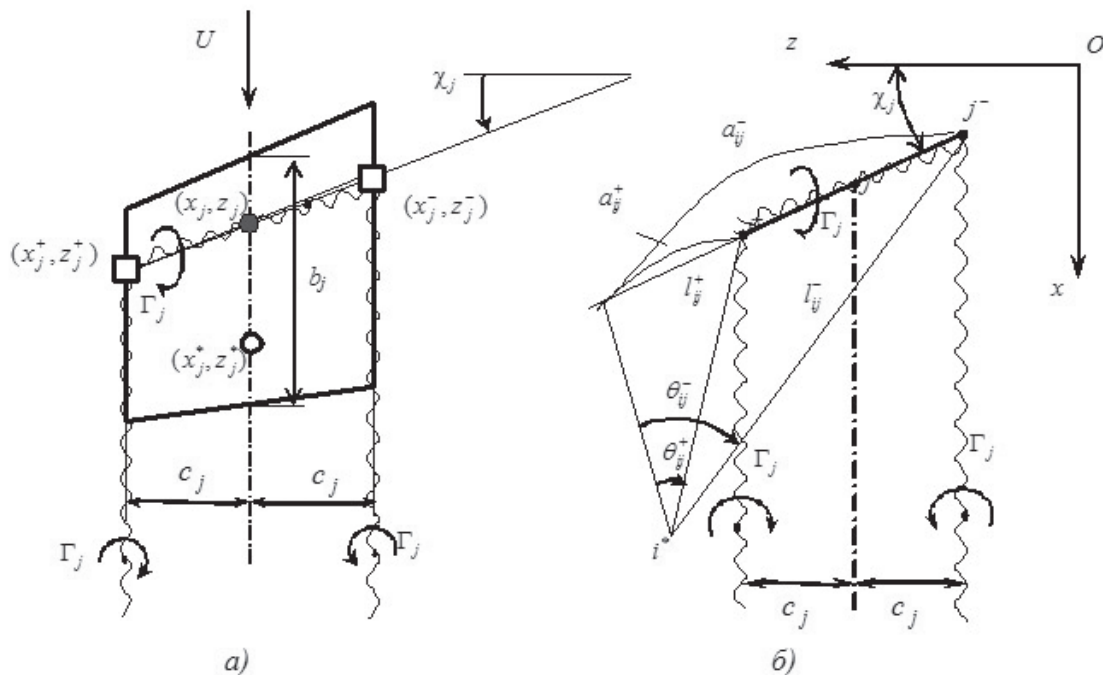


Рис. 2. Панель с присоединенным вихрем

В качестве неизвестных рассматриваются подъемные силы панелей Y_j . Применяя формулу Био—Савара [2], получим, что угол скоса потока для i -й панели от всей системы дискретных вихрей будет определяться следующим образом:

$$\alpha_i = \frac{2}{\rho U^2} \frac{1}{S} \sum_{j=1}^N (\alpha_{ij} + \tilde{\alpha}_{ij}) Y_j. \quad (3)$$

Здесь ρ — плотность потока; S — характерная площадь;

$$\alpha_{ij} = \frac{1}{16\pi c_j} \left[\frac{1}{r_{ij}^-} (\sin \theta_{ij}^- - \sin \theta_{ij}^+) + \frac{1}{z_i^* - z_j^-} \left(1 + \frac{x_i^* - x_j^-}{l_{ij}^-} \right) - \frac{1}{z_i^* - z_j^+} \left(1 + \frac{x_i^* - x_j^+}{l_{ij}^+} \right) \right],$$

где

$$\sin \theta_{ij}^- = \frac{a_{ij}^-}{l_{ij}^-}; \quad \sin \theta_{ij}^+ = \frac{a_{ij}^+}{l_{ij}^+};$$

$$l_{ij}^- = \sqrt{(x_i^* - x_j^-)^2 + (z_i^* - z_j^-)^2};$$

$$l_{ij}^+ = \sqrt{(x_i^* - x_j^+)^2 + (z_i^* - z_j^+)^2};$$

$$a_{ij}^- = (x_i^* - x_j^-) \sin \chi_j + (z_i^* - z_j^-) \cos \chi_j; \quad (4)$$

$$a_{ij}^+ = (x_i^* - x_j^+) \sin \chi_j + (z_i^* - z_j^+) \cos \chi_j;$$

$$r_{ij} = (x_i^* - x_j^-) \cos \chi_j - (z_i^* - z_j^-) \sin \chi_j$$

или

$$r_{ij} = (x_i^* - x_j^+) \cos \chi_j - (z_i^* - z_j^+) \sin \chi_j.$$

Рис. 2,б поясняет получение формул (4) для $\theta_{ij}, l_{ij}, a_{ij}, r_{ij}$.

Для правой консоли коэффициенты $\tilde{\alpha}_{ij}$ вычисляются по формулам (4) для α_{ij} с заменой:

$$z_j \rightarrow -z_j, \quad \chi_j \rightarrow -\chi_j, \quad z_j^- \rightarrow -z_j, \quad z_j^+ \rightarrow -z_j.$$

При получении выражения (3) учтено соотношение (1) и то, что углы скоса потока α_i связаны со скоростями скоса v_i , индуцируемыми вихрями, соотношением

$$\alpha_i = -\frac{v_i}{U}. \quad (5)$$

Если скорость набегающего потока достаточно велика и необходимо учитывать сжимаемость воздуха, формулы (3), (4) надо применять для геометрически преобразованного крыла — вытянутого в направлении координаты x в $1/\sqrt{1-M^2}$ раз.

Матрица жесткости отсека крыла

Для построения математической модели упругого крыла используется метод отсеков [3] — вариант метода конечных элементов.

Крыло делится на отсеки поперечными сечениями $z_k = \text{const}$. В качестве обобщенных перемещений отсека (рис. 3) рассматриваются перемещения и повороты торцевых сечений отсека: ψ_k, V_k, ϕ_k . Соответствующие обобщенные силы: изгибающий момент M_k , поперечная сила Y_k и крутящий момент H_k .

Матрица жесткости отсека строится на основе балочной теории тонкостенных конструкций [4].

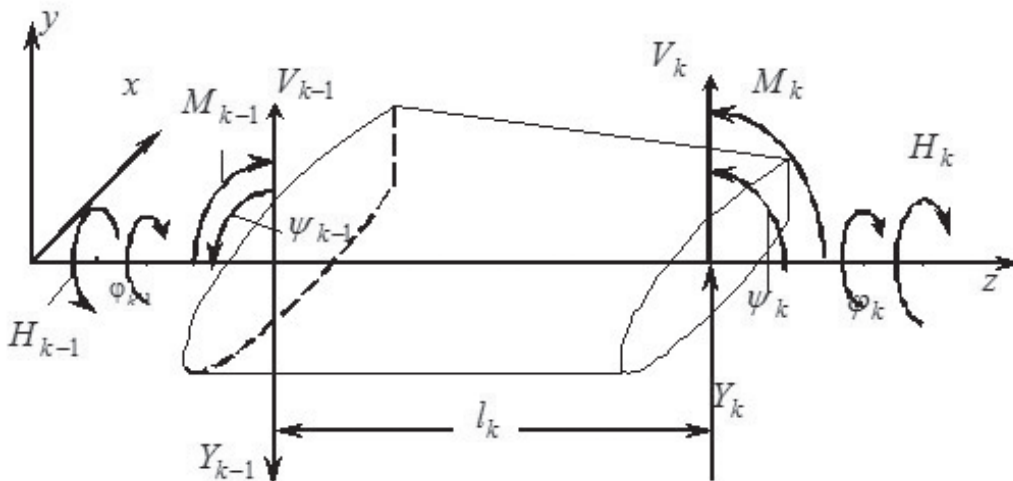


Рис. 3. Обобщенные силы и перемещения отсека

Потенциальная энергия такого отсека определяется выражением

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} \oint \left(\frac{\sigma^2 h_*}{E} + \frac{S^2}{Gh} \right) ds d\zeta. \quad (6)$$

Нормальные напряжения σ и погонные касательные силы $S = \tau h$ в поперечном сечении $z = \text{const}$ отсека согласно балочной теории (рис. 4) определяются как

$$\sigma = -\frac{M}{I} y, \quad S = Q\Phi + H\Psi, \quad (7)$$

где $y(s, z)$ — координата срединной поверхности оболочки; $I(z) = \oint y^2 h_* ds$ — момент инерции поперечного сечения; $\Phi(s, z)$, $\Psi(s, z)$ — эпюры касательных сил на контуре поперечного сечения при поперечном сдвиге ($Q = 1$, $H = 0$) и кручении ($Q = 0$, $H = 1$) соответственно. Например, для оболочки с однозамкнутым контуром поперечного сечения

$$\Phi = -\frac{1}{I} \int_0^s y h_* ds + \frac{1}{I\Omega} \oint \left(\int_0^s y h_* ds \right) \rho ds; \quad \Psi = \frac{1}{\Omega}, \quad (8)$$

где $\rho = y(\partial x / \partial s) - x(\partial y / \partial s)$; $\Omega = \oint \rho ds$.

Поперечная сила в сечении $z = \text{const}$ слабokoнической оболочки с учётом проекций σ на ось y определяется как [5]

$$Y = Q - \frac{C}{I} M; \quad C = \oint y \frac{\partial y}{\partial z} h_* ds. \quad (9)$$

Поскольку контур поперечного сечения оболочки может депланировать и искривляться, то будем рассматривать его обобщённые перемещения, которые соответствуют обобщённым силам M , Y , H и представляют энергетически эквивалентные значения угла поворота $\psi(z)$, поперечного перемещения

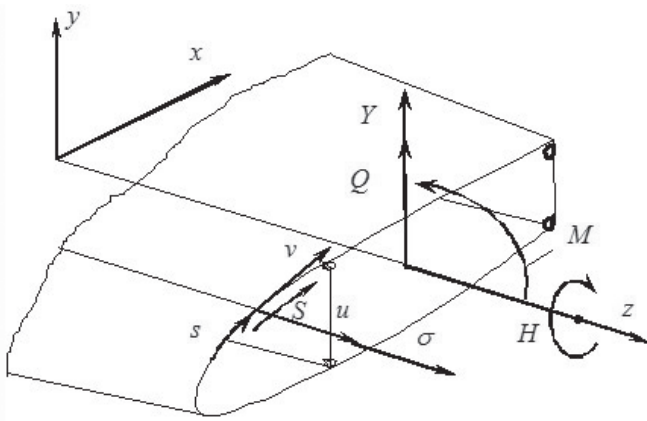


Рис. 4. Силловые факторы в сечении отсека

$I(z)$ и угла закручивания $\varphi(z)$. Они связаны с тангенциальными перемещениями u , v безмоментной оболочки (рис. 4) следующим образом [5]:

$$\oint (\sigma h_* u + S v) ds = M\psi + YV + H\varphi, \quad (10)$$

где $\psi = \frac{C}{I} V - \frac{1}{I} \oint u y h_* ds$; $V = \oint v \Phi ds$; $\varphi = \oint v \Psi ds$.

Таким образом, перемещения u , v можно записать в виде

$$u = -\left(\psi - \frac{C}{I} V \right) y + \tilde{u}; \quad v = V \frac{\partial y}{\partial s} + \varphi \rho + \tilde{v}, \quad (11)$$

где $\tilde{u}(s, z)$, $\tilde{v}(s, z)$ — произвольные функции. Они представляют перемещения, обусловленные деформациями и искривлениями контура, и удовлетворяют условиям

$$\oint \tilde{u} y h_* ds = 0; \quad \oint \tilde{v} \Phi ds = 0; \quad \oint \tilde{v} \Psi ds = 0. \quad (12)$$

Этими функциями, как и соответствующими им самоуравновешенными напряжениями, возникающими при стеснении деформаций и искривлений контура поперечных сечений, в «балочной» теории изгиба, поперечного сдвига и кручения удлиненных тонкостенных конструкций типа крыла обычно пренебрегают.

В результате подстановки (7) в (6) для потенциальной энергии отсека получим

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} \left(\frac{M^2}{EI} + \frac{Q^2}{GF} + \frac{H^2}{GJ} + 2 \frac{x_c}{GJ} QH \right) d\zeta, \quad (13)$$

где

$$\frac{1}{GF} = \oint \frac{\Phi^2}{Gh} ds; \quad \frac{1}{GJ} = \oint \frac{\Psi^2}{Gh} ds; \quad \frac{x_c}{GJ} = \oint \frac{\Phi \Psi}{Gh} ds; \quad (14)$$

$EI(z)$, $GF(z)$, $GJ(z)$ — погонные жёсткости на изгиб, сдвиг и кручение;

x_c — координата центра сдвига;

$\zeta = z - z_{k-1}$; $l_k = z_k - z_{k-1}$.

Потенциальная энергия (13) с учётом (9) записывается в силах M , Y , H :

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} \left(\frac{M^2}{EI^*} + \frac{Y^2}{GF} + \frac{H^2}{GJ} + 2MY \frac{C}{I} \frac{1}{GF} + 2MH \frac{C}{I} \frac{x_c}{GJ} + 2YH \frac{x_c}{GJ} \right) d\zeta, \quad (15)$$

где $\frac{1}{EI^*} = \frac{1}{EI} + \left(\frac{C}{I} \right)^2 \frac{1}{GF}$.

Уравнения равновесия отсечённой части отсека между сечениями $\zeta=0$ и $\zeta=\text{const}$ и отсека в целом (см. рис. 3) записываются как

$$M = M_k + (l_k - \zeta)Y_k; \quad Y = Y_k; \quad H = H_k; \quad (16)$$

$$M_{k-1} = M_k + l_k Y_k; \quad Y_{k-1} = Y_k; \quad H_{k-1} = H_k. \quad (17)$$

С учётом (16) потенциальная энергия (15)

$$\begin{aligned} \Pi_k = \frac{1}{2} [\gamma_{11}^{(k)} M_k^2 + 2\gamma_{12}^{(k)} M_k Y_k + 2\gamma_{13}^{(k)} M_k H_k + \\ + \gamma_{22}^{(k)} Y_k^2 + 2\gamma_{23}^{(k)} Y_k H_k + \gamma_{33}^{(k)} H_k^2], \end{aligned} \quad (18)$$

где

$$\gamma_{11}^{(k)} = \int_0^{l_k} \frac{d\zeta}{EI^*}; \quad \gamma_{12}^{(k)} = \int_0^{l_k} \left(\frac{l_k - \zeta}{EI^*} + \frac{C}{I} \frac{1}{GF} \right) d\zeta;$$

$$\gamma_{13}^{(k)} = \int_0^{l_k} \frac{C}{I} \frac{x_c}{GJ} d\zeta;$$

$$\gamma_{22}^{(k)} = \int_0^{l_k} \left(\frac{(l_k - \zeta)^2}{EI^*} + \frac{1}{GF} + 2 \frac{l_k - \zeta}{GF} \frac{C}{I} \right) d\zeta; \quad (19)$$

$$\gamma_{23}^{(k)} = \int_0^{l_k} \frac{x_c}{GJ} \left(1 + (l - \zeta) \frac{C}{I} \right) d\zeta; \quad \gamma_{33}^{(k)} = \int_0^{l_k} \frac{d\zeta}{GJ}, \quad \gamma_{ij}^{(k)} = \gamma_{ji}^{(k)}.$$

Вариация работы реакций на концах отсека на их перемещениях с учётом (17) приводится к виду

$$\begin{aligned} \delta \bar{A}_k = \delta M_k (\psi_k - \psi_{k-1}) + \\ + \delta Y_k (V_k - V_{k-1} - l_k \psi_{k-1}) + \delta H_k (\varphi_k - \varphi_{k-1}). \end{aligned} \quad (20)$$

Выражения (18), (20) запишем в матричном виде:

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \mathbf{P}_k^T \Gamma_k \mathbf{P}_k; \quad \delta \bar{A}_k = \delta \mathbf{P}_k^T \mathbf{S}_k \mathbf{q}_k, \quad (21)$$

где

$$\mathbf{P}_k^T = [M_k \quad Y_k \quad H_k];$$

$$\mathbf{q}_k^T = [\psi_{k-1} \quad V_{k-1} \quad \varphi_{k-1} \quad \psi_k \quad V_k \quad \varphi_k]; \quad (22)$$

$$\Gamma_k = [\gamma_{ij}^{(k)}]_{3 \times 3};$$

$$\mathbf{S}_k = - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & l_k & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

На основании принципа Кастильяно $\delta \Pi_k = \delta \bar{A}_k$ получим

$$\Gamma_k \mathbf{P}_k = \mathbf{S}_k \mathbf{q}_k. \quad (23)$$

Потенциальная энергия отсека в обобщённых координатах имеет вид

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \mathbf{q}_k^T \mathbf{K}_k \mathbf{q}_k; \quad \mathbf{K}_k = \mathbf{S}_k^T \Gamma_k^{-1} \mathbf{S}_k, \quad (24)$$

где \mathbf{K}_k — матрица жёсткости k -го отсека.

Матрица жесткости всей консоли строится из матриц отсеков путем стандартной процедуры ассемблирования метода конечных элементов.

Решение связанной задачи аэроупругости

Угол скоса потока $\alpha_i = -\frac{v_i}{U}$ в контрольной точке

i^* с координатами (x_i^*, z_i^*) (см рис. 2) в силу безотрывности обтекания выражается через нормальное перемещение срединной поверхности крыла $w(x, z)$, где x, z — координаты точки непреобразованной несущей поверхности (т.е. реального крыла):

$$\alpha_i = - \left. \frac{\partial w}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_i^* \\ z=z_i^*}} + \alpha_0, \quad (25)$$

где α_0 — угол атаки недеформируемой корневой хорды крыла.

Нормальное перемещение срединной поверхности тонкого крыла выражается через обобщенные координаты по методу отсеков с учетом предварительного искривления $w^0(x, z)$ за счет геометрической крутки, V-образности и отклонения аэродинамических органов управления:

$$w = \sum_{k=1}^s q_k W_k(x, z) + w^0(x, z). \quad (26)$$

Тогда

$$\alpha_i = - \sum_{k=1}^s q_k \left. \frac{\partial W_k}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_i^* \\ z=z_i^*}} - \left. \frac{\partial w^0}{\partial x} \right|_{\substack{x=x_i^* \\ z=z_i^*}} + \alpha_0. \quad (27)$$

Обобщенная аэродинамическая сила, соответствующая обобщенной координате q_k , для одной консоли крыла равна

$$Q_k = \sum_{i=1}^N Y_i W_k(x_i, z_i). \quad (28)$$

В матричном виде уравнения равновесия упругого крыла (неподвижно закрепленной консоли)

$$\begin{aligned} \mathbf{K}\mathbf{q} &= \mathbf{Q}; \\ \mathbf{Q} &= \{Q_k\}_s, \quad \mathbf{q} = \{q_k\}_s, \end{aligned} \quad (29)$$

где \mathbf{K} — матрица жесткости консоли крыла.

Уравнения метода дискретных вихрей (3) записываются в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{Y} &= \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{S} \mathbf{A}^{-1} \boldsymbol{\alpha}; \\ \mathbf{Y} &= \{Y_i\}_N; \quad \boldsymbol{\alpha} = \{\alpha_i\}_N; \quad \mathbf{A} = [\alpha_{ij} + \tilde{\alpha}_{ij}]_{N \times N}. \end{aligned} \quad (30)$$

Условия безотрывного обтекания (27) записываются как

$$\boldsymbol{\alpha} = -\mathbf{B}\mathbf{q} + \boldsymbol{\alpha}^0 + \alpha_0 \mathbf{1}, \quad (31)$$

где

$$\mathbf{B} = - \left[\begin{array}{c} \frac{\partial W_k}{\partial x} \Big|_{x=x_i^*} \\ z=z_i^* \end{array} \right]_{N \times s}; \quad \boldsymbol{\alpha}^0 = - \left[\begin{array}{c} \frac{\partial w^0}{\partial x} \Big|_{x=x_i^*} \\ z=z_i^* \end{array} \right];$$

$\mathbf{1} = \{1\}_N$ — вектор, состоящий из единиц.

Вектор обобщенных аэродинамических сил (28)

$$\mathbf{Q} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{Y}; \quad \mathbf{C} = [W_k(x_i, z_i)]_{s \times N}. \quad (32)$$

Объединим все эти уравнения в одно:

$$\left(\mathbf{K} + S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C} \mathbf{A}^{-1} \mathbf{B} \right) \mathbf{q} = S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C} \mathbf{A}^{-1} (\boldsymbol{\alpha}^0 + \alpha_0 \mathbf{1}). \quad (33)$$

Скорость дивергенции закрепленного крыла (α_0 задан) определяется из условия

$$\det \left(\mathbf{K} + S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C} \mathbf{A}^{-1} \mathbf{B} \right) = 0. \quad (34)$$

Для свободного самолета в полете, совершающего установившийся маневр в вертикальной плоскости (с постоянной угловой скоростью тангажа), задана перегрузка n_y . На основании этого уравнение равновесия самолета в целом записывается в виде

$$Y_\Sigma = n_y G, \quad (35)$$

где G — вес самолета; Y_Σ — суммарная подъемная сила.

Если пренебречь подъемной силой оперения и абсолютно жесткого фюзеляжа, то

$$Y_\Sigma = 2 \sum_{i=1}^N Y_i$$

или в матричном виде

$$Y_\Sigma = 2 \cdot \mathbf{1}^T \cdot \mathbf{Y}; \quad \mathbf{Y} = \{Y_i\}_N. \quad (36)$$

Уравнение (35) с учетом (36) и (30), (31) записывается в виде

$$\frac{\rho U^2}{2} 2 \mathbf{S} \mathbf{1}^T \mathbf{A}^{-1} (-\mathbf{B}\mathbf{q} + \boldsymbol{\alpha}^0 + \alpha_0 \mathbf{1}) = n_y G. \quad (37)$$

Из этого уравнения угол атаки α_0 самолета с упругим крылом выражается через известную перегрузку n_y .

Для определения критической скорости дивергенции упругого крыла самолета в полете совместно используются однородные уравнения (33) и (37) для неизвестных $q_1, q_2, \dots, q_s, \alpha_0$ при $\boldsymbol{\alpha}^0 \equiv \mathbf{0}$, $n_y = 0$.

Пример расчета

Для оценки эффективности поворотных законцовок в качестве элементов управления выполнен расчет для типового прямого крыла большого удлинения. На рис. 5 показана концевая часть правой консоли этого крыла с отклоненной законцовкой.

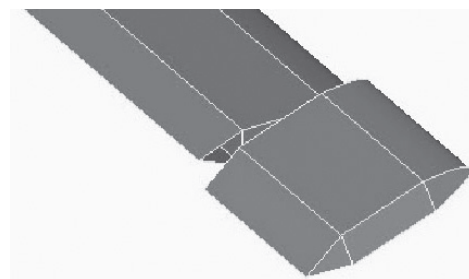


Рис. 5. Общий вид правой консоли крыла с поворотной законцовкой

Поперечное сечение изображено на рис. 6. Для расчета приняты следующие геометрические параметры: длина консоли крыла (без законцовки) $L = 8$ м; длина законцовки $L_{\text{зак}} = 1$ м. Параметры поперечного сечения (согласно рис.6):

$$a/c = 5, \quad b = 2a, \quad h = 0,001 \text{ м}, \quad h_*/h = 4, \quad h_1 = 2h,$$

$$h_2 = h, \quad f_1 = 0,4ah_*, \quad f_2 = 0,2ah_*, \quad b = 1 \text{ м}, \quad c = 0,1 \text{ м}.$$

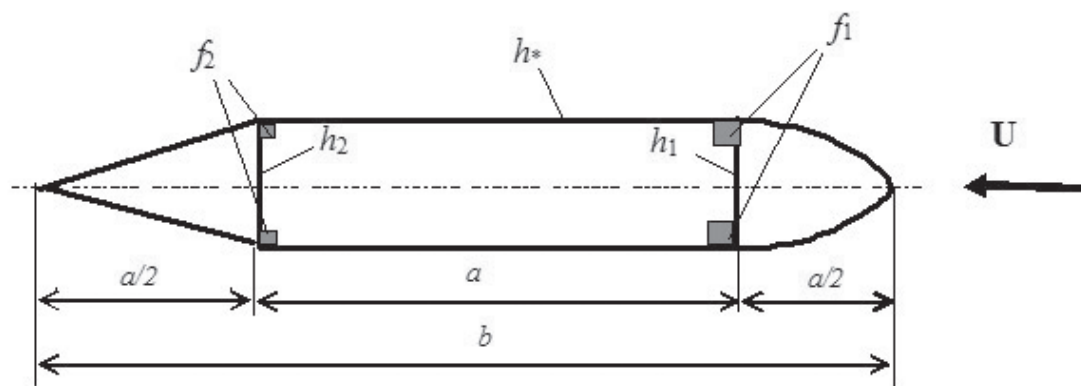


Рис. 6. Поперечное сечение крыла

Механические свойства материала:

$$E = 70 \cdot 10^9 \text{ Па}, \quad \mu = 0,3.$$

Скорость набегающего потока принята равной $U = 200 \text{ м/с}$, а плотность — $\rho = 0,5 \text{ кг/м}^3$.

Принятое для расчета разбиение крыла показано на рис. 7. Жирными линиями показано разбиение консоли на отсеки; пунктирными линиями — разбиение на панели. При расчетах были рассмотрены два варианта законцовки: прямоугольная (как на рис. 5) и трапецевидная (как на рис.7).

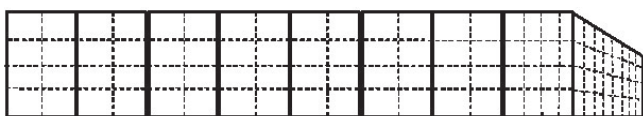


Рис. 7. Разбиение правой консоли на панели

Также рассматривались два варианта нагружения:

1. Симметричное. При нулевом угле атаки обе законцовки отклоняются на один и тот же угол $\delta = 0,1 \text{ рад}$.

2. Антисимметричное. Законцовки отклоняются на одинаковые по величине, но противоположные по знаку углы: $\delta_{\text{лев}} = -0,1 \text{ рад}$, $\delta_{\text{прав}} = 0,1 \text{ рад}$.

В табл. 1 приводятся полученные в результате расчета значения суммарной подъемной силы Y_{Σ} и момента крена M_{Σ} . Для сравнения приводятся значения этих величин, вычисленные в предположении, что крыло является абсолютно жестким.

Данные, приведенные в этой таблице, показывают существенное влияние законцовок. Причем для гибких (податливых) крыльев это влияние существенно выше. При симметричном отклонении законцовок их действие приводит к изменению распределения подъемной силы, что позволяет, в частности, изменять аэроупругие характеристики ($M_{\Sigma} = 0$). При антисимметричном отклонении законцовки не влияют на величину общей подъемной силы ($Y_{\Sigma} = 0$), но дают возможность управлять моментом по крену, играя роль элеронов.

Момент, который необходимо приложить для поворота законцовки, зависит от положения оси вращения законцовки. В табл. 2 и 3 приводятся значения поперечной силы Q и момента M , возникающих в узле крепления законцовки, в зависимости от положения этой оси.

Данные табл. 2 и 3 показывают, что расчетным путем можно определить положение оси вращения

Таблица 1

Подъемная сила и момент крена

	Симметричное нагружение				Антисимметричное нагружение			
	Прямоугольная законцовка		Трапецевидная законцовка		Прямоугольная законцовка		Трапецевидная законцовка	
	Y_{Σ}	M_{Σ}	Y_{Σ}	M_{Σ}	Y_{Σ}	M_{Σ}	Y_{Σ}	M_{Σ}
	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]
Упругое крыло	12990	0	7405	0	0	79900	0	51100
Жесткое крыло	6323	0	5704	0	0	47800	0	43300

Таблица 2

Поперечная сила и момент в узле законцовки при симметричном нагружении

Расстояние от носка до оси вращения	Прямоугольная законцовка				Трапециевидная законцовка			
	Упругое крыло		Жесткое крыло		Упругое крыло		Жесткое крыло	
	Q	M	Q	M	Q	M	Q	M
	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]
1/4 хорды	2310	115.0	1928	105.4	1863	-287.2	1774	-273.8
1/2 хорды		692.5		587.5		178.5		169.6
3/4 хорды		1270		1070		644.2		613.0

Таблица 3

Поперечная сила и момент в узле законцовки при антисимметричном нагружении

Расстояние от носка до оси вращения	Прямоугольная законцовка				Трапециевидная законцовка			
	Упругое крыло		Жесткое крыло		Упругое крыло		Жесткое крыло	
	Q	M	Q	M	Q	M	Q	M
	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]	[Н]	[Н·м]
1/4 хорды	2284	114.5	1924	105.4	1852	-285.6	1770	-273.3
1/2 хорды		685.5		586.5		177.5		169.2
3/4 хорды		1256		1068		640.5		611.8

законцовки, при котором величина управляющего момента, требуемого для поворота законцовки, будет незначительна. Причем использование трапециевидных законцовок позволит расположить ось вращения близко к линии центров изгиба крыла.

Согласно проведенным расчетам линия центров изгиба проходит на расстоянии 0,4295 м от передней кромки крыла.

Кроме того, при определении скорости дивергенции данного крыла было получено, что для крыла с прямоугольными законцовками скорость дивергенции равна 997 м/с, а для крыла с трапециевидными законцовками дивергенция не наступает ни при какой скорости.

Таким образом, использование трапециевидных законцовок имеет достоинства по сравнению с прямоугольными, хотя величина управляющего усилия, обеспечиваемая прямоугольной законцовкой, выше (см. табл. 1).

Также представляет интерес распределение погонной подъемной силы по размаху крыла. На рис. 8 показаны эти распределения на правой консоли при симметричном нагружении, на рис. 9 — аналогичное распределение при антисимметричном нагружении.

На этих рисунках распределение, соответствующее упругому крылу, представлено сплошной ли-

нией, а распределение, соответствующее жесткому крылу, — пунктирной.

Результаты расчетов показали, что податливость крыла существенно влияет как на величину подъемной силы, так и на характер ее распределения по размаху крыла.

В заключение (рис. 10, 11) приводятся распределения погонной аэродинамической нагрузки, полученные для ненулевого угла атаки крыла ($\alpha_0 = 0,1$ рад) при различных углах поворота законцовок ($\delta = -0,1; 0; 0,1$ рад).

Выводы

Предложена методика оценки эффективности использования поворотных законцовок в качестве элементов системы механизации крыла.

Расчеты, проведенные на примере тестовой конструкции прямого крыла большого удлинения, показали, что использование таких законцовок может быть эффективным средством управления аэродинамическими свойствами крыла. При антисимметричном отклонении законцовок они могут играть роль элеронов.

Использование поворотных законцовок, по-видимому, наиболее целесообразно для конструкций легких летательных аппаратов с относительно податливыми крыльями большого удлинения.

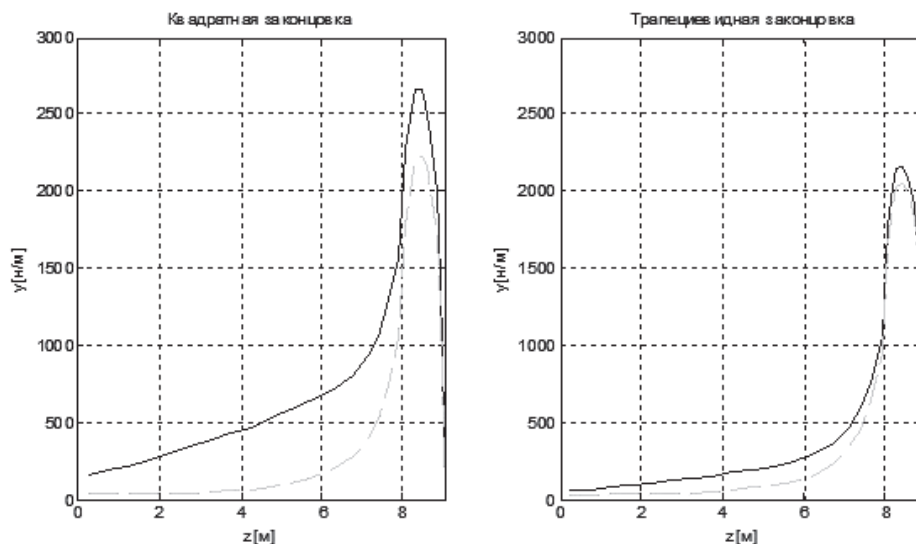


Рис. 8. Распределение аэродинамической нагрузки при симметричном нагружении

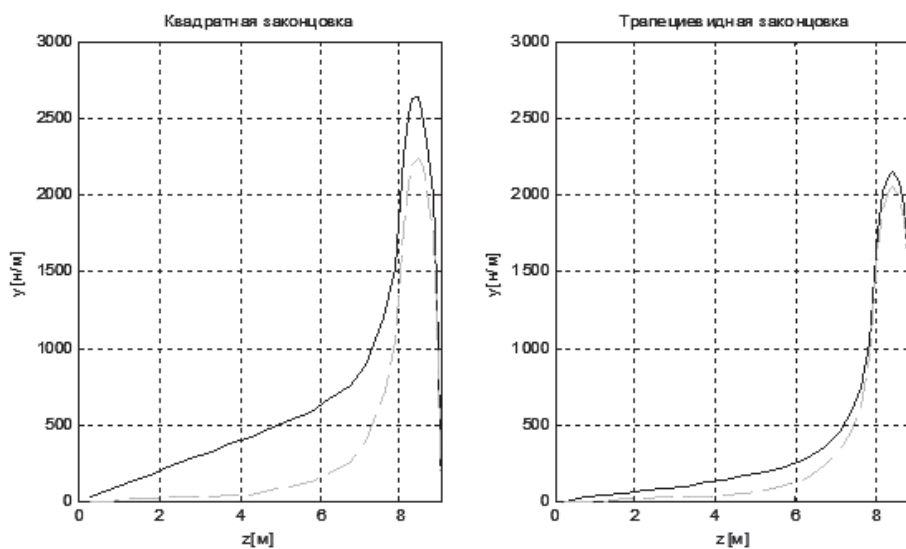


Рис. 9. Распределение аэродинамической нагрузки при антисимметричном нагружении

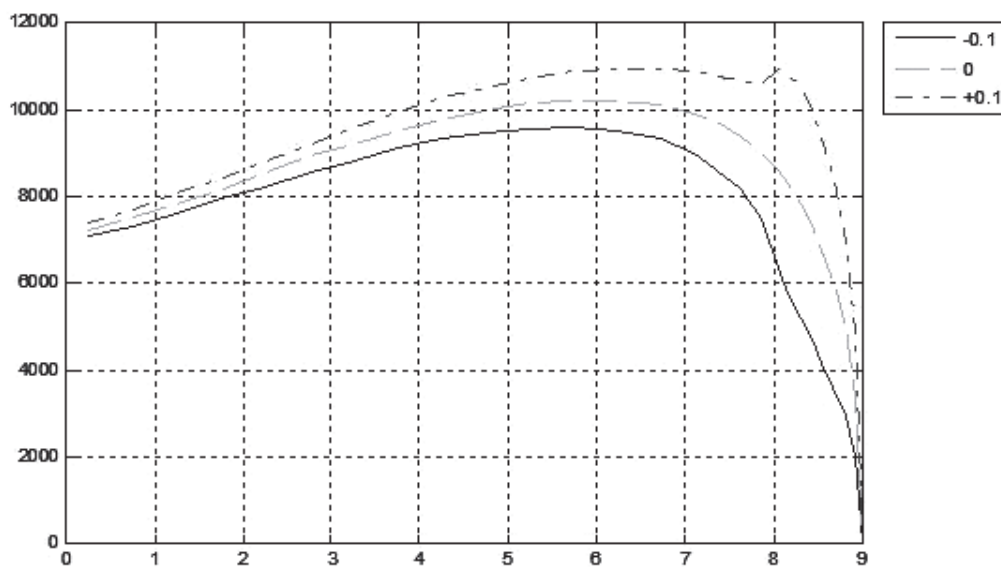


Рис. 10. Распределение погонной подъемной силы при различных углах поворота прямоугольных законцовок

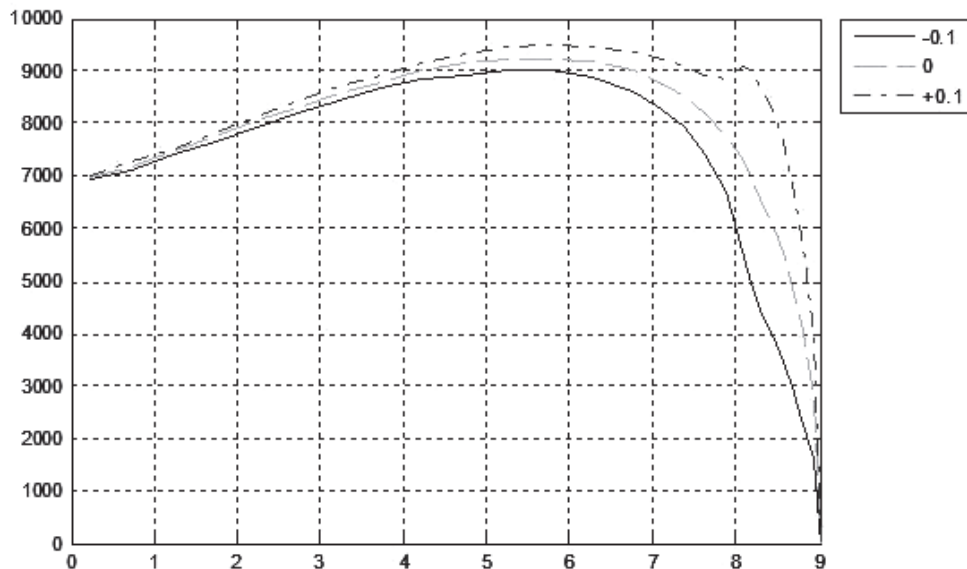


Рис. 11. Распределение погонной подъемной силы при различных углах поворота трапецевидных законцовок

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 15-08-04786-а.

Библиографический список

1. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. — М.: Наука, 1965. — 244 с.
2. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. — М.: Физматгиз, 1963. — 584 с.
3. Гришанина Т.В., Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Метод отсеков в расчетах колебаний конструкций летательных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 2010. — 180 с.
4. Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В. и др. Строительная механика летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986. — 536 с.
5. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. — М.: Изд-во МАИ, 2007. — 328 с.

ON EFFECTIVENESS OF TURN WINGLETS USING IN THE CAPACITY OF WING MECHANIZATION ELEMENTS

Tyutyunnikov N.P.* , Shklyarchuk F.N.**

*Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Science,
IPRIM RAS, 32a, Lenin av., Moscow, B-334, GSP-1, 119991, Russia*

** e-mail: nicpet@list.ru*

*** e-mail: shklyarchuk@list.ru*

Abstract

Aerodynamic characteristics of large elongation straight elastic wing with turn winglets are analyzed. The discrete vortex method is used for determination of the aerodynamic load distribution. Mathematical model of the wing structure is developed using the bay method as a finite element method with enlarged elements of a thin-walled beam subjected to bending, transverse shear and torsion. These methods are used to solve coupled aeroelasticity problem. Aerodynamic load distribution for elastic wing and its divergence velocity are determined. Dependence of the aerodynamic characteristics from the

winglet turning about longitudinal axis for some of its locations are analyzed.

Aerodynamic symmetric and antisymmetric load distribution taking into account the turning of the winglets is considered in this paper. The winglets can duplicate and even execute the functions of the wing regular mechanization elements as ailerons. The use of winglets can be particularly efficient for small aircraft with large elongation elastic wings.

For determining the aerodynamic load the wing is divided on small finite panels with one joined vortex and

two end free vortexes of constant unknown circulations. Flow non-separation conditions are satisfied in one point of the panel.

Using bay-method the wing is divided to bays by cross sections. The bay stiffness matrixes are determined using the theory of thin-walled beams. Displacements, angles of rotations, and twisting in the joints of the bays are considered as generalized coordinates. The total stiffness matrix is constructed by standard procedure of finite element assembling.

As an example aerodynamic load distribution and divergence velocity are calculated for straight wing with turn winglets.

The proposed technique makes it possible to estimate the efficiency of the turn winglet control by aerodynamic and aeroelastic characteristics of wings. Calculations executed for typical structure of straight wing with large elongation show that using of that winglets may be efficient tool for wing aerodynamic characteristics control. The winglets can act as ailerons to control the antisymmetric motion of aircraft.

Using of the turn winglets evidently is most reasonable for light aircraft with rather compliant wings of large elongation.

Keywords: aerodynamic characteristics, control, big elongation wing, turn winglets, discrete vortex method, bay-method, aeroelasticity.

References

1. Belotserkovskii S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozyukovom potoke gaza* (Thin Carrier Surface in Subsonic Gas Flow), Moscow, Nauka, 1965, 244 p.
2. Kochin N.E., Kibel' I.A., Roze N.V. *Teoreticheskaya gidromekhanika* (Theoretical Hydromechanics), Moscow, Fizmatgiz, 1963, 584 p.
3. Grishanina T.V., Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Metod otsekov v raschetakh kolebanii konstruksii letatel'nykh apparatov* (Bay-Method in Aircraft Constructions Vibrations Evaluations), Moscow, MAI, 2010, 180 p.
4. Obraztsov I.F., Bulychev L.A., Vasiliev V.V., Elpatievsky A.N., Gekov K.A., Ivanov J.I., Konovalov B.A., Matiushev J.S., Shklyarchuk F.N. *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov* (Aircraft Structural Mechanics), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 536 p.
5. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. *Dinamika upravlyaemykh konstruksii* (Elastic Controlled Structures Dynamics), Moscow, MAI, 2007, 328 p.