

УДК 539.3:534.1:629.7.02

МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ В ЗАДАЧАХ УПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ. ИДЕЯ МЕТОДА

С.А. Халилов

Национальный аэрокосмический университет «ХАИ». Украина, г. Харьков

Идея метода прослеживается на двух нетривиальных одно- и двумерных задачах, допускающих точное решение. Реализация метода осуществляется в три основных этапа - определение исходного состояния, решение промежуточных задач и решение собственно задач устойчивости какого-либо звена системы.

* * *

Идея методу просліджується на двох нетривіальних одно- і двовимірних задачах, які допускають точне розв'язання. Реалізація методу здійснюється в три основні етапи - знаходження початкового стану, вирішення проміжних задач і розв'язання власно задач стійкості якої-небудь ланки системи.

* * *

The idea of this method is seen in two nontrivial problems one- and two-dimensional, with precise solving. The method applied is fulfilled during three stages: defining the initial state, intermediate problem solving and solving stability problems of any link of the system itself.

Разрушение серийных и опытных изделий при статических испытаниях в результате потери устойчивости происходит в более чем в 50% случаев, а разрушение несущих поверхностей планера – более чем в 60% [1]. Эти объективные данные убедительно подтверждают остроту и актуальность существующей проблемы, что не оспаривается во всем мире ни теоретиками, ни практиками [2].

Два основных исторически сложившихся подхода [3] не в состоянии рационально разрешить проблему в силу их известных недостатков. При первом не без налета академичности подходе математические модели строятся на основе последних достижений науки, однако при их анализе ставятся классические краевые условия, не реализуемые в действительности. При втором более прагматичном подходе, базирующемся главным образом на методе конечных элементов, реальные условия сложного взаимодействия элементов (блоков) системы учитываются не в полной мере.

Альтернативный в известном смысле двум предыдущим подход был предложен автором [3, 4]. Последовательная реализация основных положений

подхода, их теоретическая и практическая проработка привели к формулировке нового метода – метода идентификации краевых условий, в котором рационально сочетаются достоинства классических подходов и который, обладая высокой точностью и оперативностью, позволяет получить двусторонние оценки критических параметров сравнительно простыми средствами.

Главная нерешенная задача в проблеме устойчивости конструкций – это правильное определение условий взаимодействия блоков сложной системы в целях получения достоверных моделей, анализ которых может быть выполнен быстро и с задаваемой точностью. В предлагаемом методе эта задача решается путем постановки и анализа так называемых промежуточных краевых задач. Как только решен определенный набор таких задач, то задача собственно устойчивости формулируется достаточно просто как задача на собственные значения с естественными краевыми условиями, содержащая критический параметр. Математическая сложность последней задачи наряду со сложностью промежуточных задач и служит, по-видимому, основным препятст-

виєм к более широкому распространению метода. Ситуация здесь аналогична той, которая имела место в методе граничных элементов, на становление которого ушло более полувека [5].

Разрабатываемая проблема начиная с 1992 года регулярно включается в тематический план научных исследований Министерства образования и науки Украины. Полученные результаты регулярно внедряются в АНТК им. О.К.Антонова.

Целью настоящей статьи является изложение методологического подхода, основных положений метода идентификации краевых условий.

Идея метода прослеживается на двух простых моделях, допускающих точное решение. Выбор этих моделей, характерных для конструкции крыла, продиктован стремлением не загромождать существо рассматриваемых вопросов второстепенными деталями, неизбежно возникающими при получении приближенных решений.

Первая (одномерная) модель представляет собой регулярную часть решетчатой системы (рисунок). Она позволяет получить ряд качественных результатов, раскрывающих особенности совместной работы при потере устойчивости крыльевых панелей (совокупности элементов 1, 2 и 3, 4) и нервюры-стойки (элемент 5). В сечениях О-О панелей из регулярности решетки следуют условия косо́й симметрии: равенство нулю угла поворота и перерезывающей силы (нагрузка консервативна)

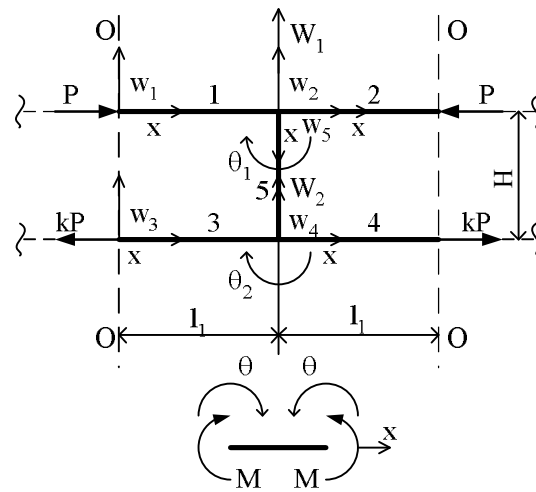
Отнесем каждый элемент i ($i=1...5$) к своей безразмерной (измеряемой в долях от H для элемента 5 и в долях от l_1 – для остальных элементов) координате x и обозначим через W_i и Θ_i – прогибы и углы поворота в узлах $A(i=1)$ и $B(i=2)$, возникающие при выпучивании; $w_i = w_i(x)$ – функции прогиба элементов системы.

В соответствии с методом задачу устойчивости системы сведем к задаче устойчивости одного элемента, например, стойки. Необходимо выполнить три этапа [1]. Первый этап – это определение исходного состояния; здесь оно известно: $N_1 = N_2 = -P, N_3 = N_4 = kP, N_5 = 0$. Второй этап заключается в постановке и решении промежуточных задач. Здесь – это задачи определения жесткостей упругих опор в узлах А и В, в которых осуществляется упругое сочленение стойки и панелей. Решение этих (стандартных) задач следующее:

$$M_1 = -C_1\Theta_1, M_2 = C_2\Theta_2, \quad (1)$$

где коэффициенты жесткости C_i определяются по формулам:

$$C_1 l = 4D_1 \alpha \operatorname{ctg} \alpha, C_2 l = 4D_3 \beta \operatorname{cth} \beta, \\ l = 2l_1, \alpha^2 = Pl_1^2/D_1, \beta^2 = kPl_1^2/D_3 = k\alpha^2/\mu, \quad (2) \\ D_i = (EI)_i, i = 1...5; \mu = D_3/D_1; D_1 = D_2; D_3 = D_4.$$



Одномерная модель

На третьем (завершающем) этапе нужно сформулировать и решить задачу собственно устойчивости. Здесь – это задача устойчивости стойки с упругими на поворот в концевых сечениях опорами, жесткости

которых (2) являются функциями нагрузки, не приложенной к стойке, и параметров элементов системы: именно через C_i свойства системы “трансформируются” к стойке, параметры которой будут учтены на данном этапе. Таким образом, получаем следующую задачу собственно устойчивости:

$$\begin{aligned} w_5^{IV} &= 0, 0 < x < 1; w_5 = 0, x = 0, x = 1; \\ w_5'' - \rho_1 w_5' &= 0, x = 0; w_5'' + \rho_2 w_5' = 0, x = 1; \\ \rho_1 &= C_1 l / 2D_1 \gamma, \rho_2 = \mu C_2 l / 2D_3 \gamma, \gamma = D_5 l_1 / D_1 H. \end{aligned} \quad (3)$$

Решая задачу (3) на собственные значения (параметр нагрузки α входит в краевые условия), приходим к трансцендентному уравнению относительно этого параметра:

$$(\text{actg}\alpha + 2\gamma)(\mu\beta\text{cth}\beta + 2\gamma) - \gamma^2 = 0 \quad (4)$$

Параметр γ относится к стойке.

Эту же задачу можно свести к задаче устойчивости верхней или нижней (растянутой!) панели. Из изложенного выше совершенно очевидно, как это сделать. Приведем лишь решение промежуточных задач:

$$\begin{aligned} M_A &= C_A \Theta_1, M_B = -C_B \Theta_2, \\ C_A &= \frac{2D_5}{H} \frac{2\beta\text{cth}\beta + 3\eta}{\beta\text{cth}\beta + 2\eta}, C_B = \frac{2D_5}{H} \frac{2\text{actg}\alpha + 3\eta}{\text{actg}\alpha + 2\eta}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\eta = D_5 l_1 / D_2 H.$$

Решая упомянутые задачи, вновь получаем уравнение (4).

Приведем теперь прямое решение задачи при оговоренных ранее граничных условиях в концевых сечениях панелей.

Решения для всех пяти элементов системы имеют вид ($0 \leq x \leq 1$)

$$\begin{aligned} w_1(x) &= W_1 - \Theta_1 l_1 (\cos \alpha - \cos \alpha x) / \alpha \sin \alpha, \\ w_2(x) &= W_1 + \Theta_1 l_1 (\cos \alpha - \cos \alpha(1-x)) / \alpha \sin \alpha, \\ w_3(x) &= W_2 + \Theta_2 l_1 (\text{ch}\beta - \text{ch}\beta x) / \beta \text{sh}\beta, \\ w_4(x) &= W_2 - \Theta_2 l_1 (\text{ch}\beta - \text{ch}\beta(1-x)) / \beta \text{sh}\beta, \\ w_5(x) &= -\Theta_1 H x + H(2\Theta_1 + \Theta_2)x^2 - H(\Theta_1 + \Theta_2)x^3. \end{aligned} \quad (7)$$

Из равновесия узлов А и В по моментам следует система двух линейных алгебраических уравнений относительно Θ_1 и Θ_2 :

$$\begin{aligned} \Theta_1 (\text{actg}\alpha + 2\gamma) + \Theta_2 \gamma &= 0, \\ \Theta_1 \gamma + \Theta_2 (\mu\beta\text{cth}\beta + 2\gamma) &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Равенство нулю определителя этой системы приводит к уравнению (4). Из уравнений (8) можно исключить Θ_2 (или Θ_1):

$$\Theta_2 = -\Theta_1 (\text{actg}\alpha + 2\gamma) / \gamma = -\Theta_1 \gamma / (\mu\beta\text{cth}\beta + 2\gamma). \quad (9)$$

Далее положим $W_2=0$, что законно; тогда для W_1 получим

$$W_1 = -\frac{H}{15} \Theta_1^2 \left(1 + \left(\frac{\text{actg}\alpha + 2\gamma}{\gamma} \right)^2 + \frac{\text{actg}\alpha + 2\gamma}{2\gamma} \right). \quad (10)$$

Функции (7) с учетом равенств (9), (10) и $W_2=0$ определяют форму потери устойчивости системы. Анализ этой формы показывает, что потеря устойчивости сжатой панели по синусоиде (как обычно принимается) не имеет места, смена знака кривизны осевой линии панели происходит не в узле А, а в точках, равноудаленных от узла на величину $x = \left(1 - \frac{\pi}{\alpha} \right) l_1$; растянутая панель, участвуя в работе системы, также выпучивается, интенсивность этого выпучивания, однако, на порядок ниже, чем для сжатой панели.

Обратимся теперь к двумерной задаче и рассмотрим свободно опертую прямоугольную пластину со

сторонами a и b , подкрепленную одним стрингером параллельно стороне b (на расстоянии $x=c$) и равномерно сжатую погонными усилиями $N_y^0 = \sigma_y \delta$ (δ – толщина пластины). Стрингер имеет ось симметрии, перпендикулярную срединной плоскости пластины, в которой лежит центр тяжести его поперечного сечения, и наделен жесткостями на растяжение-сжатие (EF), изгиб из плоскости пластины (EI_x) и свободное кручение (GI_k). Принимается, что взаимодействие стрингера и пластины происходит по линии и стрингер сжат усилиями $N_c^0 = \sigma_y F$. Кроме того, при рассмотрении кручения стрингера можно пренебречь величиной $N_c^0 r^2$ (r -полярный радиус инерции сечения стрингера) в сравнении с GI_k . Начало правой прямоугольной системы координат расположено в левом верхнем углу пластины (ее плоскость совпадает с плоскостью листа), а оси координат направлены вдоль сторон. Задача устойчивости системы – это обобщенная двумерная краевая задача на собственные значения, допускающая точное решение методом разделения переменных.

Применим рассматриваемый метод и сведем задачу к одномерной – задаче устойчивости стрингера, “погруженного” в упругую среду, создаваемую пластиной и препятствующую изгибу стрингера из плоскости пластины и его кручению. В этих условиях реакции среды сводятся к распределенным по линии (оси стрингера) усилиям $q_0(y)$ (перпендикулярным плоскости пластины) и моментам $m_0(y)$. Тогда искомая одномерная задача (задача собственно устойчивости) получается сразу:

$$\begin{aligned} EI_x w_c^{IV}(y) + N_c^0 w_c''(y) &= -q_0(y), \\ GI_k \theta_c''(y) &= m_0(y), \quad 0 < y < b; \\ w_c = w_c'' = \theta_c(y) &= 0, \quad y = 0, \quad y = b, \end{aligned} \quad (11)$$

где $w_c(y)$, $\theta_c(y)$ – прогиб и угол закручивания сечений стрингера. Определение характеристик упругой среды составляет предмет промежуточной задачи. Более общо: промежуточная задача – это задача установления зависимостей между q_0 , m_0 и w_c , θ_c .

В общем случае упомянутые зависимости можно представить в операторном виде (A_k , B_{ki} – операторы):

$$\begin{aligned} A_1 q_0(y) &= B_{11} w_c(y) + B_{12} \theta_c(y), \\ A_2 m_0(y) &= B_{21} w_c(y) + B_{22} \theta_c(y). \end{aligned} \quad (12)$$

Наличие операторных равенств (12) следует из теоремы существования и единственности краевой задачи изгиба пластины, подверженной действию поперечных нагрузок и усилий в срединной плоскости; однако получение таких зависимостей – задача далеко не простая. Предположим все-таки, что равенства (12) установлены. Тогда, обращая операторы A_k (существование A_k^{-1} также следует из упомянутой теоремы), получим:

$$\begin{aligned} q_0(y) &= A_1^{-1} B_{11} w_c(y) + A_1^{-1} B_{12} \theta_c(y), \\ m_0(y) &= A_2^{-1} B_{21} w_c(y) + A_2^{-1} B_{22} \theta_c(y). \end{aligned} \quad (13)$$

Подставив равенства (13) в уравнения (11), приходим к одномерной задаче собственно устойчивости.

В рассматриваемом случае благодаря возможности получить точное решение промежуточной задачи зависимости (12) предельно упрощаются: операторы A_k – это операторы, ставящие в соответствие всякой функции ее ряд Фурье по синусам, а B_{ki} – это операторы, ставящие в соответствие всякой функции ряд Фурье по синусам, коэффициенты которого – суть произведения коэффициентов Фурье исходной функции и некоторых зависящих от номера члена ряда постоянных, т.е. равенства (12) приобретают вид ($0 < y < 1$):

$$\begin{aligned}
 q_0(y) &= \sum_{n=1}^{\infty} q_{0n} \sin n\pi y = \\
 &= \sum_{n=1}^{\infty} C_{w\omega n} W_n \sin n\pi y + \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} C_{w\theta n} \Theta_n \sin n\pi y,
 \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
 m_0(y) &= \sum_{n=1}^{\infty} m_{0n} \sin n\pi y = \\
 &= \sum_{n=1}^{\infty} C_{\theta\omega n} W_n \sin n\pi y + \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} C_{\theta\theta n} \Theta_n \sin n\pi y,
 \end{aligned}$$

где q_{0n} , m_{0n} , W_n , Θ_n – коэффициенты Фурье функций $q_0(y)$, $m_0(y)$, $w_c(y)$, $\theta_c(y)$ соответственно (параметр c введен для удобства выкладок). Величины $C_{\alpha\beta n}$ – коэффициенты жесткости упругой среды (пластины) в месте расположения стрингера, определяемые из решения промежуточной задачи, которая формулируется следующим образом.

Пусть при $x=c$, т.е. на линии сочленения стрингера и пластины, для изолированной пластины (стрингер удален) известны функции прогиба и угла поворота в виде

$$w_c(y) = \sum_{n=1}^{\infty} W_n \sin n\pi y, \quad \theta_c(y) = \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} \Theta_n \sin n\pi y. \quad (15)$$

Требуется определить, какое погонное усилие $q_c(y)$ и какой погонный момент $m_y(y)$ необходимо приложить к пластине, чтобы вызвать в ней заданные в виде равенств (15) прогибы и углы поворота.

Задача решается точно методом разделения переменных, с чем и связана необходимость представления функций $w_c(y)$ и $\theta_c(y)$ в виде (15) и благодаря чему получены зависимости (14). Это решение имеет вид

$$\begin{aligned}
 C_{w\omega n} &= -D\bar{C}_{w\omega n}/b^3, \quad C_{w\theta n} = -Dc\bar{C}_{w\theta n}/b^3, \\
 C_{\theta\omega n} &= -D\bar{C}_{\theta\omega n}/b^2, \quad C_{\theta\theta n} = -Dc\bar{C}_{\theta\theta n}/b^2,
 \end{aligned} \quad (16)$$

где D – цилиндрическая жесткость пластины, а $\bar{C}_{\alpha\beta n}$ – безразмерные параметры жесткости:

$$\begin{aligned}
 \bar{C}_{w\omega n} &= \gamma_2^3 p_{2n} - \gamma_3^3 \bar{p}_{2n}, \quad \bar{C}_{w\theta n} = \gamma_2^3 q_{2n} - \gamma_3^3 \bar{q}_{2n}, \\
 \bar{C}_{\theta\omega n} &= \gamma_2^2 \bar{p}_{1n} - \gamma_2^2 p_{1n}, \quad \bar{C}_{\theta\theta n} = \gamma_2^2 \bar{q}_{1n} - \gamma_2^2 q_{1n}.
 \end{aligned} \quad (17)$$

Отметим, что имеет место равенство

$$C_{w\theta n} = C_{\theta\omega n}, \quad (18)$$

что следует из теорем взаимности. В равенствах (17) приняты такие обозначения:

$$\begin{aligned}
 p_{1n} &= P_n''(1), \quad q_{1n} = Q_n''(1); \\
 p_{2n} &= P_n''(1), \quad q_{2n} = Q_n''(1); \\
 \bar{p}_{1n} &= \bar{P}_n''(0), \quad \bar{q}_{1n} = \bar{Q}_n''(0); \\
 \bar{p}_{2n} &= \bar{P}_n'''(0), \quad \bar{q}_{2n} = \bar{Q}_n'''(0).
 \end{aligned}$$

Здесь $P_n, Q_n, \bar{P}_n, \bar{Q}_n$ – некоторые функции от переменной x (они будут приведены ниже); штрихи означают дифференцирование по x , в скобках указаны значения аргумента, при которых вычисляются производные;

$$\gamma_2 = \frac{b}{c} = \frac{\lambda}{\rho}, \quad \gamma_3 = \frac{\lambda}{1-\rho}, \quad \rho = \frac{c}{a}, \quad \lambda = \frac{b}{a}.$$

Подставляя теперь равенства (14) и (15) с учетом равенств (16) и (17) в уравнения (11), приходим к системе двух линейных алгебраических уравнений относительно W_n и Θ_n :

$$\begin{aligned}
 W_n \left(\gamma_1 n^4 \pi^4 - \xi^2 \gamma_4 n^2 \pi^2 - \gamma_2^3 p_{2n} + \gamma_3^3 \bar{p}_{2n} \right) - \\
 - \Theta_n \left(\gamma_2^3 q_{2n} - \gamma_3^3 \bar{q}_{2n} \right) = 0, \\
 W_n \left(\gamma_2^2 p_{1n} - \gamma_3^2 \bar{p}_{1n} \right) + \Theta_n \left(\gamma_2^2 q_{1n} - \gamma_3^2 \bar{q}_{1n} + \gamma_k n^2 \pi^2 \right) = 0,
 \end{aligned} \quad (19)$$

$$\text{где } \gamma_1 = \frac{EI_x}{Db}; \gamma_4 = \frac{Fb}{c^2 \delta}; \gamma_k = \frac{GI_k}{Db}; \gamma_2; \xi^2 = \frac{N_y^0 c^2}{D}.$$

Равенство нулю определителя системы (19) дает уравнение относительно параметра нагрузки ξ .

Приведем теперь прямое решение. Расчленим систему на три элемента – стрингер и две пластины (первая пластина расположена слева от стрингера). Каждую пластину и стрингер отнесем к своей (без-

размерной) системе координат: $0 < x < 1$, $0 < y < 1$ (y измеряется в долях от b , x – в долях от c для первой пластины и в долях от $(a-c)$ – для второй). На линии сопряжения элементов системы введем перемещения согласно (15). Прогибы пластины определяются равенствами

$$\begin{aligned} w_1(x, y) &= \sum_{n=1}^{\infty} (W_n P_n(x) + \Theta_n Q_n(x)) \sin n\pi y, \\ w_2(x, y) &= \sum_{n=1}^{\infty} (\overline{W}_n \overline{P}_n(x) + \overline{\Theta}_n \overline{Q}_n(x)) \sin n\pi y, \end{aligned} \quad (20)$$

где: $P_n(x) = r_{1n} \operatorname{sh} \alpha_n x + s_{1n} \sin \beta_n x$

$$Q_n(x) = r_{2n} \operatorname{sh} \alpha_n x + s_{2n} \sin \beta_n x,$$

$$\overline{P}_n(x) = \overline{r}_{1n} \operatorname{sh} \eta_n (1-x) + \overline{s}_{1n} \sin \zeta_n (1-x),$$

$$\overline{Q}_n(x) = \overline{r}_{2n} \operatorname{sh} \eta_n (1-x) + \overline{s}_{2n} \sin \zeta_n (1-x),$$

$$r_{1n} \Delta_{1n} = \beta_n \cos \beta_n, \quad r_{2n} \Delta_{1n} = -\sin \beta_n,$$

$$s_{1n} \Delta_{1n} = -\alpha_n \operatorname{ch} \alpha_n, \quad s_{2n} \Delta_{1n} = \operatorname{sh} \alpha_n,$$

$$\overline{r}_{1n} \Delta_{2n} = -\zeta_n \cos \zeta_n, \quad \overline{r}_{2n} \Delta_{2n} = -\gamma_5 \operatorname{sh} \zeta_n,$$

$$\overline{s}_{1n} \Delta_{2n} = \eta_n \operatorname{ch} \eta_n, \quad \overline{s}_{2n} \Delta_{2n} = \gamma_5 \operatorname{sh} \eta_n,$$

$$\Delta_{1n} = \beta_n \operatorname{sh} \alpha_n \cos \beta_n - \alpha_n \operatorname{ch} \alpha_n \sin \beta_n,$$

$$\Delta_{2n} = \eta_n \operatorname{ch} \eta_n \sin \zeta_n - \zeta_n \operatorname{sh} \zeta_n \cos \eta_n,$$

$$\left. \begin{matrix} \alpha_n \\ \beta_n \end{matrix} \right\} = \sqrt{\kappa_n (\xi \pm \kappa_n)}, \quad \left. \begin{matrix} \eta_n \\ \zeta_n \end{matrix} \right\} = \gamma_5 \left\{ \begin{matrix} \alpha_n \\ \beta_n \end{matrix} \right\},$$

$$\kappa_n = n\pi\mu, \quad \mu = \frac{\rho}{\lambda}, \quad \gamma_5 = \frac{1-\rho}{\rho}.$$

Вычислим с помощью решений (20) погонные усилия $q_z(y)$ и момент $m_y(y)$, передаваемые на стрингер пластинами

$$\begin{aligned} q_z(y) &= V_{x2}(0, y) - V_{x1}(1, y), \\ m_y(y) &= M_{x1}(1, y) - M_{x2}(0, y), \end{aligned} \quad (21)$$

где M_{xk} , V_{xk} – погонные изгибающий момент и обобщенная перерезывающая сила (по Кирхгофу), определяемые по известным формулам теории пластин. В систему уравнений (11) после перехода к

безразмерной переменной y подставим равенства (15) и $q_0 = -q_z$, $m_0 = -m_y$. В результате придем к системе (19).

Таким образом, показана принципиальная возможность редукции задачи устойчивости системы к задаче устойчивости ее одного-единственного элемента, в которой через коэффициенты жесткости отражены все свойства системы. Если существует точное решение задачи, то метод приводит также к точному решению.

В случае двумерной проблемы и при наличии в системе одномерных элементов метод дает конструктивный подход к сведению проблемы к одномерной (правда, промежуточные задачи остаются все-таки двумерными; но это – стандартные задачи и потому они могут быть решены только один раз).

Применение метода даже в том случае, когда можно получить прямое точное решение, дает определенные выгоды, так как позволяет получить точные количественные характеристики таких понятий, как “подкрепляемый элемент”, “подкрепляющий элемент”, “эффективность подкрепления”, “провоцирование” потери устойчивости и др. Так, например, из равенств (6) следует, что стойка и растянутая панель будут оказывать поддерживающее влияние на сжатую панель вплоть до их разрушения, а количественная характеристика этого явления содержится в формуле для C_A . Напротив, растянутая панель будет испытывать поддерживающее влияние со стороны стойки и сжатой панели вплоть до выполнения равенства: $2\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 3\gamma = 0$ ($D_5 \neq 0, H \neq \infty$). Аналогичные качества и их количественные характеристики можно получить из равенств (2) и (17).

Данным методом решен ряд сложных задач устойчивости силовой конструкции аэрокосмической техники. Опубликованы лишь результаты исследования устойчивости силовых нервюр в работах

[6, 7], виконаних под керівництвом автора. Соответствующее программное обеспечение успешно эксплуатируется на АНТК им. О.К.Антонова и ТАНТК им. Г.М.Бериева.

Заклучение

В заключение можно сделать такие выводы:

- метод идентификации краевых условий позволяет свести задачу устойчивости системы к задаче для одного ее элемента;
- если краевые условия для элемента установлены (идентифицированы) точно, то метод приводит к точному решению;
- решения промежуточных задач содержат неизвестный параметр, что вносит определенные сложности в применение метода для двумерных задач;
- задачи собственно устойчивости формулируются стандартным образом и включаются в некий каталог;
- высокая точность и оперативность метода достигается благодаря возможности использования математических моделей любой сложности и постановке задачи для одного-единственного элемента, «погруженного» в упругую среду.

Литература

1. Кутыинов В.Ф., Замула Г.Н., Мохов В.Ф. Методология исследования разрушений авиационных конструкций при статических испытаниях // Расчет НДС и рациональное проектирование авиац. констр. Труды ЦАГИ. – 1992. – Вып. 2495. – С.87–91.
2. Потеря устойчивости и выпучивание конструкций: теория и практика/Под ред. Дж.Томпсона и Дж.Ханта. – М.:Наука, 1991. – 424 с.
3. Халилов С.А. Проблема устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов // Авиационно-космическая техника и технология Труды

Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1993 г. – Харьков, 1994. – С.358-369.

4. Халилов С.А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета // Авиационно-космическая техника и технология/ Труды Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1994 г. – Харьков, 1995. – С.223-227.

5. Крауч С., Старфилд А. Методы граничных элементов в механике твердого тела. – М.: Мир, 1987. – 328 с.

6. Минтюк В.Б. Устойчивость типовой нервюры с криволинейными поясами. Определение исходного состояния // Авиационно-космическая техника и технология/ Труды Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1997 г. – Харьков, 1998. – С.339-345.

7. Минтюк В.Б. Исследование устойчивости нервюры с криволинейными поясами при произвольных нагрузках с учетом влияния панелей посредством компенсаторов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат.сб.науч.тр. Вып.19(2). – Харьков, 2000. – С.82-88.

Поступила в редакцию 11.04.03

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, профессор Проценко В.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. физ.-мат. наук, доцент Несвит М.И., ХГТУС, г. Харьков.