УДК 629.7.023:539.3

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ КОМПОЗИТНОЙ ОБОЛОЧКИ ПРИ ЧИСТОМ ИЗГИБЕ И ВНУТРЕННЕМ ДАВЛЕНИИ

Л. П. Железнов, А. Н. Серьезнов

Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,
630051 Новосибирск, Россия
E-mails: Zgeleznov@sibnia.ru, cvile@sibnia.ru

С использованием метода конечных элементов получены решения задач о прочности и устойчивости подкрепленных цилиндрических оболочек, выполненных из композиционного материала, с учетом моментности и нелинейности их докритического напряженно-деформированного состояния. Исследована устойчивость подкрепленного отсека фюзеляжа самолета, выполненного из композиционного материала, при чистом изгибе и нагружении внутренним давлением. Изучено влияние нелинейности деформирования, жесткости стрингеров, толщины оболочки на критические нагрузки, при которых происходит потеря устойчивости оболочки.

Ключевые слова: цилиндрические композитные оболочки, дискретное подкрепление, нелинейное деформирование, устойчивость, метод конечных элементов.

DOI: 10.15372/PMTF20220220

Введение. В настоящее время в современных летательных аппаратах широко применяются анизогридные сетчатые конструкции из композиционных материалов, которые изготавливаются методом непрерывной намотки. Анизогридные конструкции могут применяться либо как самостоятельные конструкции, состоящие только из подкреплений, либо совместно с обшивкой. В работах [1, 2] получены аналитические оценки напряженно-деформированного состояния регулярной сетчатой оболочки с использованием вариационного принципа и безмоментной теории оболочек, при этом реберная структура заменяется сплошным слоем с осредненной жесткостью. В настоящее время методы расчета на прочность и устойчивость сетчатых конструкций с учетом нелинейности исходного напряженно-деформированного состояния исследованы недостаточно. Большинство известных решений задач об устойчивости оболочек получено аналитическими методами в линейном приближении без учета моментности и нелинейности докритического состояния оболочек, т. е. в классической постановке [3, 4]. Поэтому разработка надежных и эффективных методов расчета анизогридных конструкций является актуальной задачей. При решении этой задачи широко используется метод конечных элементов, преимуществами которого являются универсальность, физичность и возможность неограниченного применения для сложных конструкций при произвольном нагружении.

В работе [5] приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований устойчивости оболочек из армированных материалов. В [6] изложены алгоритмы численного решения нелинейных задач об устойчивости и колебаниях симметрично нагруженных конструкций, состоящих из оболочек вращения, соединенных между собой с помощью упругих шпангоутов.

В настоящей работе задача о прочности и устойчивости цилиндрических композитных оболочек при нагружении изгибающим моментом и внутренним давлением решается методом конечных элементов с использованием метода Ньютона — Канторовича [7]. Используются разработанные авторами данной работы на основе гипотезы Тимошенко конечные элементы цилиндрических композитных оболочек естественной кривизны, в аппроксимации перемещений которых в явном виде выделены их жесткие перемещения (перемещения конечных элементов как твердого тела) [8]. Проводится исследование прочности и устойчивости отсека фюзеляжа пассажирского самолета в виде круговой анизогридной цилиндрической оболочки в широком диапазоне значений параметров жесткости оболочки.

Система уравнений и метод решения задачи. При решении рассматриваемой задачи использован принцип возможных перемещений для упругих тел. Алгоритм получения системы нелинейных алгебраических уравнений равновесия оболочки изложен в работе [8].

Варьируя полную потенциальную энергию по узловым перемещениям конечного элемента, получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений конечного элемента. С учетом условия совместности узловых перемещений элементов и граничных условий получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений всех конечных элементов оболочки

$$K\boldsymbol{u}' - \boldsymbol{Q} = 0, \tag{1}$$

где K — матрица жесткости оболочки, элементы которой получаются суммированием элементов матриц жесткости отдельных конечных элементов с использованием матрицы индексов [9]; $\boldsymbol{Q}$ — вектор обобщенных узловых сил оболочки; $\boldsymbol{u}'$ — вектор узловых перемещений оболочки.

Система (1) решается с помощью метода Ньютона — Канторовича [10], уравнение которого имеет вид

$$H(\boldsymbol{u}'_n)\Delta = \boldsymbol{Q} - \boldsymbol{G}, \qquad \boldsymbol{u}'_{n+1} = \boldsymbol{u}'_n + \Delta,$$

где H — матрица, элементами которой являются элементы второй вариации потенциальной энергии деформации подкрепленной оболочки; $\boldsymbol{G}$ — градиент потенциальной энергии деформации.

Критическая нагрузка определяется либо как предельная по расходимости итерационного процесса при резком возрастании перемещений в отдельных узлах конечно-элементной сетки, либо как бифуркационная с использованием энергетического критерия устойчивости, согласно которому равновесное состояние устойчиво при $\delta^2\Pi > 0$. Форма потери устойчивости оболочки определяется из решения системы $H\boldsymbol{\delta} = 0$, где $\boldsymbol{\delta}$ — вектор бифуркационных узловых перемещений.

Геометрические и жесткостные характеристики исследуемого отсека фюзеляжа самолета. Рассмотрим подкрепленную продольными и поперечными ребрами круговую цилиндрическую оболочку в виде отсека фюзеляжа пассажирского самолета, форма поперечного сечения которого близка к форме поперечного сечения отсека фюзеляжа самолета ЯК-40. Оболочка находится под действием краевого изгибающего момента, приложенного к свободному краю оболочки, и внутреннего давления q. Исследуются различные виды подкреплений оболочки: анизогридное подкрепление (рис. 1) и ортогональное подкрепление по линиям главных кривизн. На нагруженном торце оболочки задается условие $w_x = 0$, на другом торце — условия $u = v = w_x = 0$.

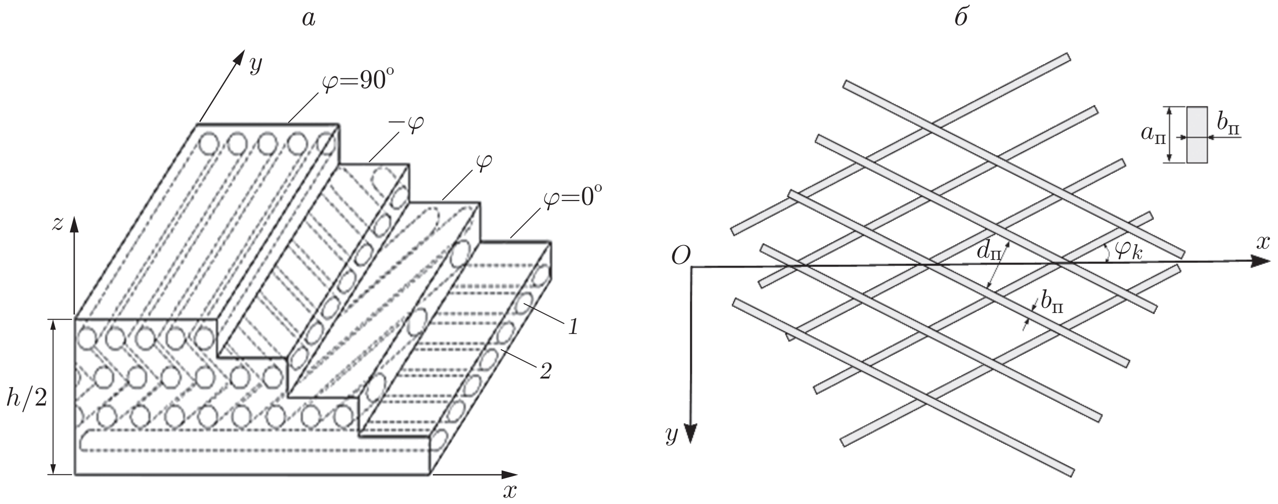

Рис. 1. Укладка монослоев в обшивке (*а*) и подкреплений оболочки (*б*):
1 — волокно, *2* — матрица

Оболочка имеет длину $L = 1680$ мм, радиус $R = 1200$ мм и подкреплена равноотстоящими подкрепляющими ребрами с прямоугольным поперечным сечением, имеющими различную жесткость (см. рис. 1). Обшивка оболочки выполнена из многослойного композиционного материала с квазиизотропной укладкой монослоев относительно срединной поверхности обшивки. Механические характеристики монослоя имели следующие значения: модуль упругости в продольном направлении монослоя $E_1 = 125\,510$ МПа, модуль упругости в поперечном направлении монослоя $E_2 = 8780$ МПа, модуль сдвига $G_{12} = 4740$ МПа, разрушающие продольные напряжения монослоя $\sigma^+_{1в} = 2340$ МПа, $\sigma^-_{1в} = 1240$ МПа, разрушающие поперечные напряжения монослоя $\sigma^+_{2в} = 51{,}7$ МПа, $\sigma^-_{2в} = 211{,}2$ МПа (знак "$-$" соответствует сжатию, знак "+" — растяжению), касательные напряжения $\tau_{12в} = 71{,}4$ МПа, коэффициент Пуассона монослоя $\mu_{12} = 0{,}34$, толщина монослоя $\delta = 0{,}192$ мм.

Результаты численных расчетов. В численных расчетах использовались жесткости оболочки и подкреплений, приведенные к срединной поверхности оболочки. Приведенные жесткостные характеристики материала обшивки получены с использованием формул [11] в предположении, что в материале реализуется плоское напряженное состояние:

$$B_{11} = \sum_{k=1}^{n} (\bar{E}_1^{(k)} \cos^4 \varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)} \mu_{21}^{(k)} \sin^2 \varphi_k \cos^2 \varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)} \sin^4 \varphi_k + G_{12}^{(k)} \sin^2 2\varphi_k)\,(z_k - z_{k-1}),$$

$$B_{22} = \sum_{k=1}^{n} (\bar{E}_1^{(k)} \sin^4 \varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)} \mu_{21}^{(k)} \sin^2 \varphi_k \cos^2 \varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)} \cos^4 \varphi_k + G_{12}^{(k)} \sin^2 2\varphi_k)(z_k - z_{k-1}),$$

$$B_{12} = B_{21} = \sum_{k=1}^{n} [(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)}) \sin^2 \varphi_k \cos^2 \varphi_k + \\ + \bar{E}_1^{(k)} \mu_{21}^{(k)} (\sin^4 \varphi_k + \cos^4 \varphi_k) - G_{12}^{(k)} \sin^2 2\varphi_k](z_k - z_{k-1}),$$

$$D_{11} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n}(\bar{E}_1^{(k)}\cos^4\varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)}\sin^4\varphi_k + G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k)(z_k^3 - z_{k-1}^3),$$

$$D_{22} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n}(\bar{E}_1^{(k)}\sin^4\varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)}\cos^4\varphi_k + G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k)(z_k^3 - z_{k-1}^3),$$

$$D_{12} = D_{21} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n}[(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)})\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}(\sin^4\varphi_k + \cos^4\varphi_k) - G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k](z_k^3 - z_{k-1}^3),$$

$$K_{11} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}(\bar{E}_1^{(k)}\cos^4\varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)}\sin^4\varphi_k + G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k)(z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$K_{22} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}(\bar{E}_1^{(k)}\sin^4\varphi_k + 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_2^{(k)}\cos^4\varphi_k + G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k)(z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$K_{12} = K_{21} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}[(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)})\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + \\ + \bar{E}_1^{(k)}\mu_{21}^{(k)}(\sin^4\varphi_k + \cos^4\varphi_k) - G_{12}^{(k)}\sin^2 2\varphi_k](z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$B_{13} = B_{31} = \sum_{k=1}^{n}\sin\varphi_k\cos\varphi_k[\bar{E}_1^{(k)}(1 - \mu_{21}^{(k)})\cos^2\varphi_k - \\ - 2G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k - \bar{E}_2^{(k)}(1 - \mu_{12}^{(k)})\sin^2\varphi_k](z_k - z_{k-1}),$$

$$B_{23} = B_{32} = \sum_{k=1}^{n}\sin\varphi_k\cos\varphi_k[\bar{E}_1^{(k)}(1 - \mu_{21}^{(k)})\sin^2\varphi_k + \\ + 2G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k - \bar{E}_2^{(k)}(1 - \mu_{12}^{(k)})\cos^2\varphi_k](z_k - z_{k-1}),$$

$$K_{13} = K_{31} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}\sin\varphi_k\cos\varphi_k[\bar{E}_1^{(k)}(1 - \mu_{21}^{(k)})\cos^2\varphi_k - \\ - 2G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k - \bar{E}_2^{(k)}(1 - \mu_{12}^{(k)})\sin^2\varphi_k](z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$K_{23} = K_{32} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}\sin\varphi_k\cos\varphi_k[\bar{E}_1^{(k)}(1 - \mu_{21}^{(k)})\sin^2\varphi_k + 2G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k - \\ - \bar{E}_2^{(k)}(1 - \mu_{12}^{(k)})\cos^2\varphi_k](z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$B_{33} = \sum_{k=1}^{n}[(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)} - 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21\,k}^{(k)} + G_{12}^{(k)})\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k](z_k - z_{k-1}),$$

$$K_{33} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}[(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)} - 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21\,k}^{(k)} + G_{12}^{(k)})\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k](z_k^2 - z_{k-1}^2),$$

$$D_{33} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n}[(\bar{E}_1^{(k)} + \bar{E}_2^{(k)} - 2\bar{E}_1^{(k)}\mu_{21\,k}^{(k)} + G_{12}^{(k)})\sin^2\varphi_k\cos^2\varphi_k + G_{12}^{(k)}\cos^2 2\varphi_k](z_k^3 - z_{k-1}^3).$$

Здесь k — номер слоя обшивки; z_k, z_{k-1} — координаты верхней и нижней поверхностей k-го слоя обшивки. С обшивкой связана декартова система координат (x, y, z), а с каждым армированным слоем с номером k — локальная система координат, начало которой совпадает с началом координат системы (x, y, z) (см. рис. 1). Ось 1 направлена вдоль армирующих волокон k-го слоя и составляет угол φ_k с осью x.

Подкрепления выполнены из того же композиционного материала, что и обшивка, и представляют собой монослои однонаправленно уложенные путем спиральной непрерывной намотки. В результате получается так называемая анизогридная оболочка. Выражения для жесткостных характеристик такой системы подкреплений, полученные с использованием формул работы [1] и приведенные к срединной поверхности обшивки, имеют следующий вид:

$$B_{11п} = E_п a_п (b_п/d_п)\cos^4(\varphi), \qquad B_{22п} = E_п a_п (b_п/d_п)\sin^4(\varphi),$$

$$B_{12п} = E_п a_п (b_п/d_п)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi), \qquad B_{33п} = G_п a_п (b_п/d_п)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi),$$

$$D_{11п} = E_п a_п (b_п/d_п)(a_п^2/12 + e_п^2)\cos^4(\varphi), \qquad D_{22п} = E_п a_п (b_п/d_п)(a_п^2/12 + e_п^2)\sin^4(\varphi),$$

$$D_{12п} = E_п a_п (b_п/d_п)(a_п^2/12 + e_п^2)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi),$$

$$D_{33п} = G_п a_п (b_п/d_п)(a_п^2/12 + e_п^2)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi),$$

$$K_{11п} = E_п a_п e_п (b_п/d_п)\cos^4(\varphi), \qquad K_{22п} = E_п a_п e_п (b_п/d_п)\sin^4(\varphi),$$

$$K_{12п} = E_п a_п e_п (b_п/d_п)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi), \qquad K_{33п} = G_п a_п e_п (b_п/d_п)\cos^2(\varphi)\sin^2(\varphi)$$

($e_п$ — эксцентриситет подкреплений относительно срединной поверхности обшивки). В случае расчета прочности и устойчивости ортогонально подкрепленной оболочки используются известные формулы для конструктивно ортотропной оболочки [9]. Модуль упругости и модуль сдвига материала подкреплений принимаем равными $E_п = 83\,670$ МПа, $G_п = 4000$ МПа соответственно.

Рассматриваются два варианта укладки монослоев обшивки: 1) [0°, 90°, ±45°, 90°, 0°]; 2) [0°, 0°, 0°, ±45°, 90°, ±45°, 90°, 0°, 0°, 0°]. В первом варианте укладки толщина обшивки равна 1,152 мм, во втором — 2,304 мм.

Расчеты выполнены для нескольких вариантов геометрических и жесткостных характеристик подкреплений (см. таблицу).

Оболочка разбивалась конечно-элементной сеткой с числом конечных элементов $m \times n = 14 \times 100$, что обеспечивало сходимость решения по числу конечных элементов, где

Геометрические и жесткостные характеристики подкреплений

Вариант подкрепления	$a_п$, мм	$b_п$, мм	$d_п$, мм	φ, град	$J_п$, мм^4
1	10	2,5	103,6447	$30, 90, 0, -30$	208
2	20	5,0	103,6447	$30, 90, 0, -30$	3333
3	30	7,5	103,6447	$30, 90, 0, -30$	16 875
4	40	10,0	103,6447	$30, 90, 0, -30$	53 333
5	50	12,5	103,6447	$30, 90, 0, -30$	130 208

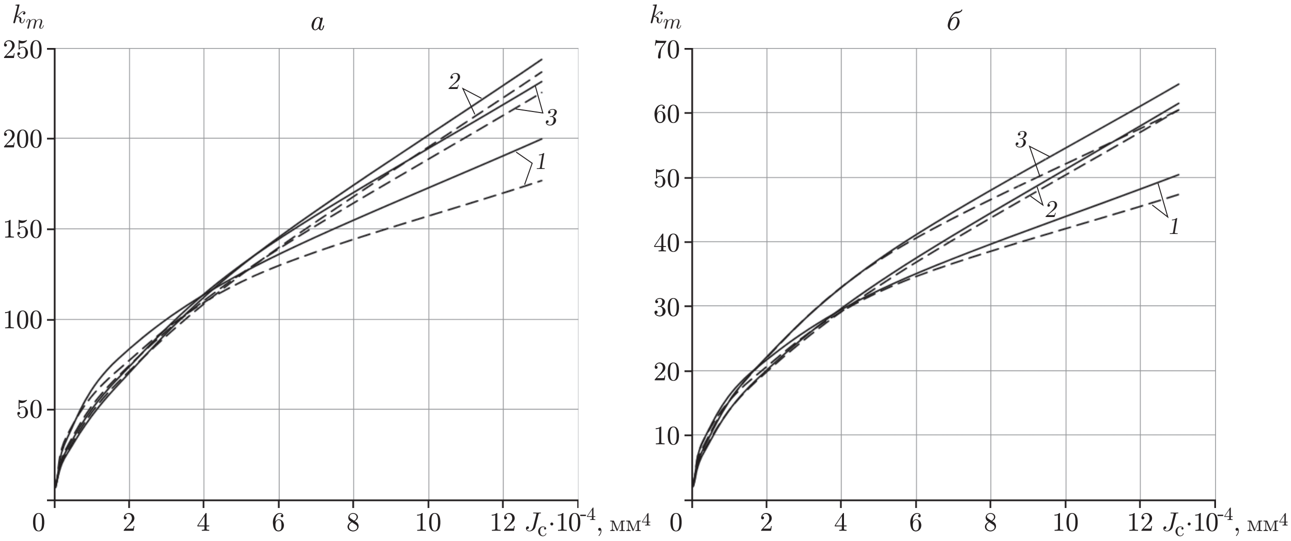

Рис. 2. Зависимость параметра k_m от жесткости системы подкреплений J_c при различной толщине оболочки h:
а — $h = 1{,}152$ мм, *б* — $h = 2{,}304$ мм; сплошные линии — линейное решение, штриховые — нелинейное решение; *1* — оболочка со спиральной намоткой, *2* — оболочка с ортогональной намоткой, *3* — конструктивно ортотропная металлическая оболочка

m — число конечных элементов вдоль образующей оболочки; n — число конечных элементов вдоль направляющей. Результаты расчетов представлены на рис. 2–5 ($k_m = M^*/M_0$, M^* — критическое значение изгибающего момента, $M_0 = \pi E R h^2/\sqrt{3(1-\nu^2)}$ — верхнее критическое значение изгибающего момента для неподкрепленных металлических оболочек [12]).

Для определения эффективности композиционных материалов проводились исследования того же отсека фюзеляжа из алюминиевого сплава. Размеры подкреплений и толщина оболочек в этом случае такие же, как в случае отсека, изготовленного из композитного материала.

На рис. 2 показаны зависимости k_m от жесткости системы подкреплений $J_c = b_п a_п^3/12$ при различной толщине оболочек h. Из рис. 2 следует, что при учете геометрической нелинейности в большинстве исследованных оболочек критические значения нагрузок уменьшаются. Результаты расчетов с учетом нелинейности обычно отличаются от результатов расчетов без учета нелинейности на 3–10 %. С увеличением толщины h уменьшение критических значений параметра k_m может достигать 150 %. При малой жесткости подкреплений $J_c < 20\,000$ мм^4 для металлической оболочки критические значения изгибающего момента больше, чем для композитной. При $J_c > 20\,000$ мм^4 критические значения изгибающего момента для оболочек с ортогональным подкреплением больше, чем для оболочек со спиральным подкреплением. В этом случае анизогридные оболочки менее эффективны.

На рис. 3 представлена зависимость k_m от внутреннего давления q для оболочек толщиной $h = 1{,}152$ мм при различной жесткости спирального подкрепления. Видно, что при учете нелинейности критические значения нагрузок уменьшаются во всем диапазоне значений внутреннего давления. В большинстве расчетов результаты, полученные с учетом нелинейности, отличаются от результатов, полученных без учета нелинейности, на 3–15 %. С увеличением жесткости подкреплений это различие увеличивается.

На рис. 4 показаны формы потери устойчивости при $q = 0{,}1$ МПа и различной жесткости подкреплений. Потеря устойчивости происходит в нижней части оболочки в резуль-

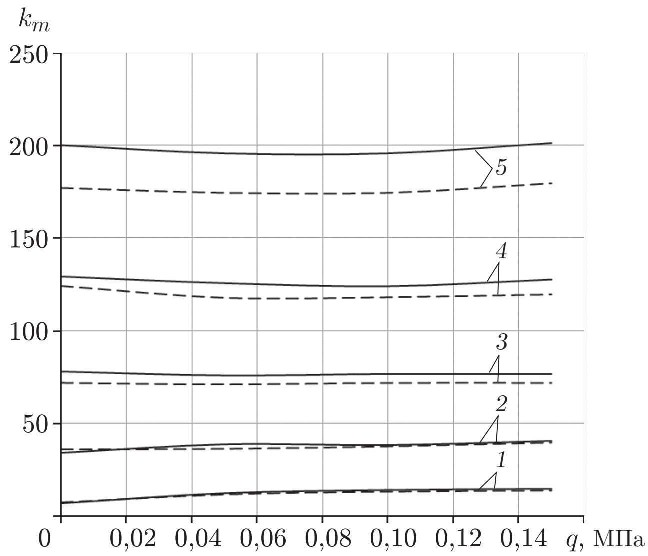

Рис. 3. Зависимость параметра k_m от внутреннего давления при различных вариантах подкрепления (см. таблицу):
1 — вариант 1, *2* — вариант 2, *3* — вариант 3, *4* — вариант 4, *5* — вариант 5; сплошные линии — линейное решение, штриховые — нелинейное решение

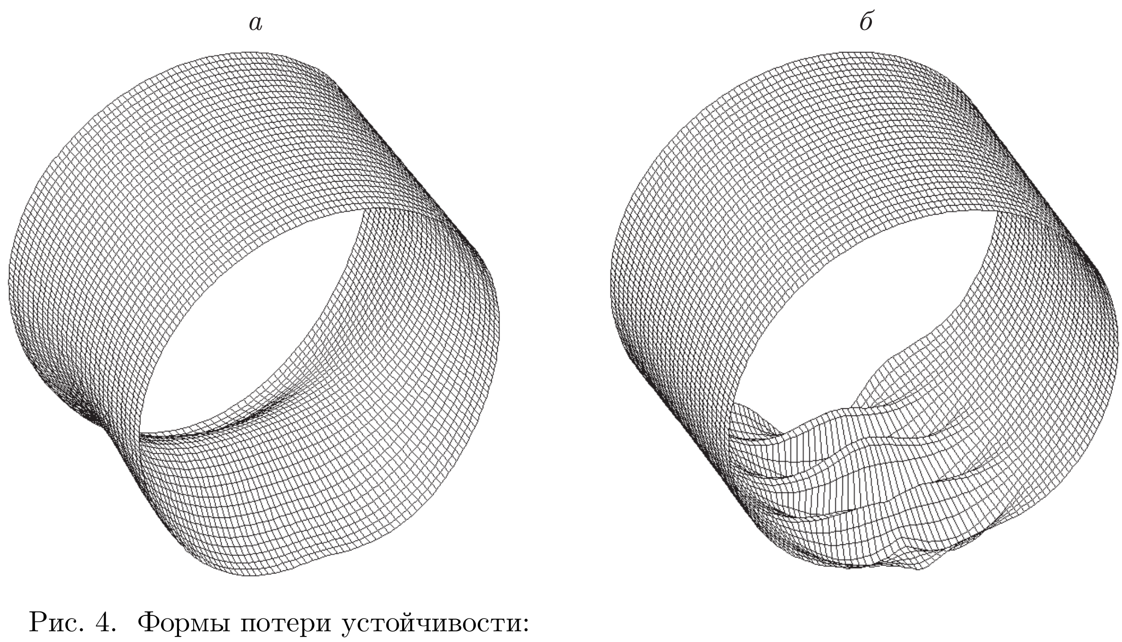

Рис. 4. Формы потери устойчивости:
а — при малой жесткости подкреплений (вариант 1), *б* — при большой жесткости (вариант 5)

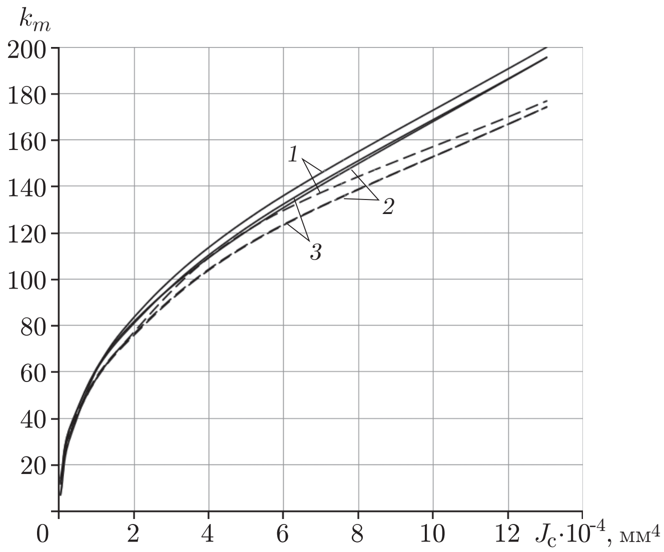

Рис. 5. Зависимость момента k_m от жесткости системы подкреплений $J_с$ при $h = 1{,}152$ мм:

сплошные линии — линейное решение, штриховые — нелинейное решение; *1* — $q = 0$, *2* — $q = 0{,}05$ МПа, *3* — $q = 0{,}10$ МПа

тате действия продольных сжимающих усилий. С увеличением жесткости подкреплений число волн на длине оболочки увеличивается.

На рис. 5 показана зависимость k_m от жесткости системы подкреплений $J_с$ при толщине оболочки со спиральной намоткой $h = 1{,}152$ мм и различных значениях внутреннего давления q. Из рис. 5 следует, что при учете нелинейности критические значения нагрузок уменьшаются во всем диапазоне значений жесткости подкреплений. В большинстве расчетов результаты, полученные с учетом нелинейности, отличаются от результатов, полученных без учета нелинейности, на 3–15 %. С увеличением жесткости подкреплений это различие увеличивается.

На рис. 6 показаны зависимости $\bar{k}_m$ (отношение критического момента при действии внутреннего давления к критическому моменту в случае отсутствия внутреннего давления) от внутреннего давления q для оболочек толщиной $h = 1{,}152$ мм со спиральной намоткой. Видно, что при наличии внутреннего давления критические значения параметра $\bar{k}_m$ увеличиваются, причем наиболее существенно при малой жесткости системы подкреплений (вариант 1). В большинстве расчетов результаты, полученные с учетом нелинейности, отличаются от результатов, полученных без учета нелинейности, на 3–15 %. С увеличением жесткости подкреплений это различие увеличивается.

На рис. 7 показаны зависимости параметра весовой эффективности $\hat{k}_m = k_m/(G/G_э)$ (G — вес рассматриваемого отсека фюзеляжа; $G_э$ — вес эталонного отсека (металлическая оболочка толщиной $h = 1{,}152$ мм с подкреплением (вариант 1)) от жесткости системы подкреплений и толщины обшивки. Эти зависимости приведены для композитных оболочек со спиральной (кривые *1*) и ортогональной (кривые *2*) намоткой подкреплений и для металлической оболочки (кривые *3*). Из рис. 7 следует, что анизогридные оболочки (спиральная намотка) наиболее эффективны при относительно малой жесткости подкреплений $J_с < 40\,000$ мм^4. Эффективность металлических оболочек обычно меньше эффективности композитных оболочек. Для большинства исследованных оболочек учет нелинейности приводит к уменьшению критических значений параметра $\hat{k}_m$. При увеличении жесткости подкреплений весовая эффективность анизогридных оболочек уменьшается.

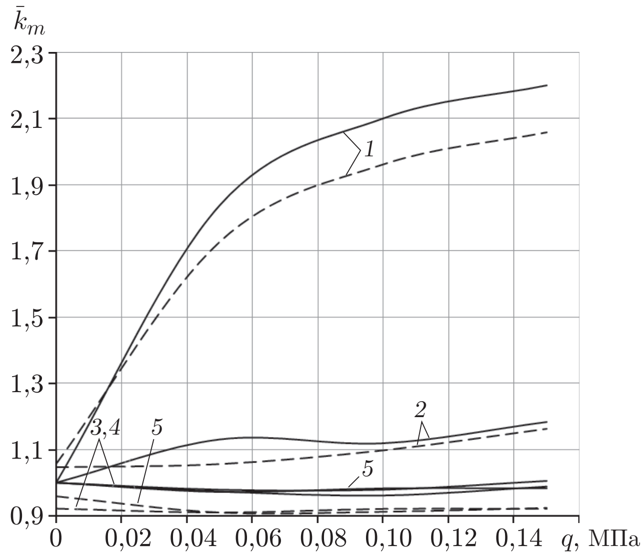

Рис. 6. Зависимость параметра $\bar{k}_m$ от внутреннего давления при различных вариантах подкрепления (см. таблицу):

1 — вариант 1, *2* — вариант 2, *3* — вариант 3, *4* — вариант 4, *5* — вариант 5; сплошные линии — линейное решение, штриховые — нелинейное решение

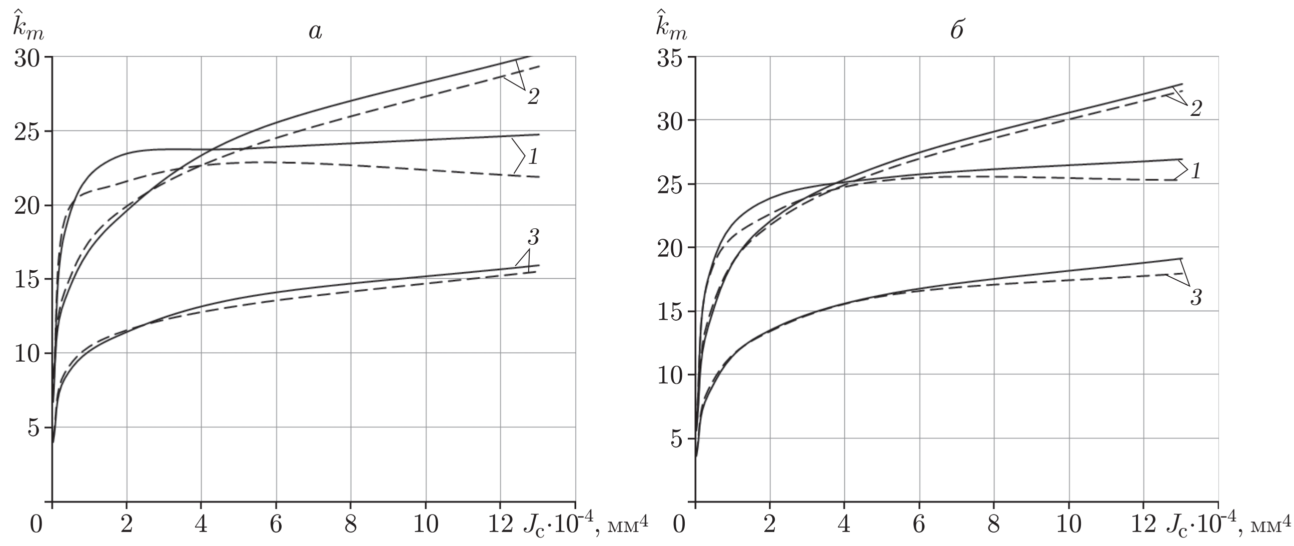

Рис. 7. Зависимость параметра весовой эффективности $\hat{k}_m$ от жесткости системы подкреплений J_c при различной толщине оболочки h:

а — h = 1,152 мм, *б* — h = 2,304 мм; сплошные линии — линейное решение, штриховые — нелинейное решение; *1* — оболочка со спиральной намоткой, *2* — оболочка с ортогональной намоткой, *3* — конструктивно ортотропная металлическая оболочка

Заключение. В работе проведено исследование нелинейного деформирования и устойчивости композитной цилиндрической оболочки при чистом изгибе и внутреннем давлении. Установлено, что результаты расчетов с учетом нелинейности исходного состояния оболочки отличаются от результатов расчетов без учета нелинейности на 5–15 %. Весовая эффективность металлических оболочек меньше весовой эффективности композитных оболочек. При относительно малой жесткости системы подкреплений ($J_{\rm c} < 40\,000$ мм^4) весовая эффективность анизогридных оболочек больше весовой эффективности оболочек с ортогональным расположением подкреплений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Васильев В. В.** Механика конструкций из композитных материалов. М.: Машиностроение, 1988.
2. **Васильев В. В., Бунаков В. А.** Проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек, сжатых в осевом направлении // Механика конструкций из композиц. материалов. 2000. № 2. С. 68–77.
3. **Бакулин В. Н., Виноградов Ю. И.** Аналитическое и асимптотическое решение краевых задач механики деформирования оболочек при сосредоточенном нагружении // Изв. вузов. Авиац. техника. 2017. № 1. С. 14–20.
4. **Дмитриев В. Г., Бирюков В. И., Егорова О. В. и др.** Нелинейное деформирование многослойных композитных оболочек вращения при больших перемещениях и углах поворота нормали // Изв. вузов. Авиац. техника. 2017. № 2. С. 8–15.
5. **Ванин Г. А.** Устойчивость оболочек из армированных материалов / Г. А. Ванин, Н. П. Семенюк, Р. Ф. Емельянов. Киев: Наук. думка, 1978.
6. **Кармишин А. В.** Статика и динамика оболочечных конструкций / А. В. Кармишин, В. А. Лясковец, В. И. Мяченков, А. Н. Фролов. М.: Машиностроение, 1975.
7. **Бойко Д. В., Железнов Л. П., Кабанов В. В.** Нелинейное деформирование и устойчивость дискретно-подкрепленных овальных цилиндрических композитных оболочек при поперечном изгибе и внутреннем давлении // Пробл. машиностроения и надежности машин. 2014. № 6. С. 23–30.
8. **Железнов Л. П., Кабанов В. В.** Исследование нелинейного деформирования и устойчивости некруговых цилиндрических оболочек при осевом сжатии и внутреннем давлении // ПМТФ. 2002. Т. 43, № 4. С. 155–160.
9. **Постнов В. А.** Метод конечных элементов в расчетах судовых конструкций / В. А. Постнов, И. Я. Хархурим. Л.: Судостроение, 1974.
10. **Канторович Л. В.** Функциональный анализ в нормированных пространствах / Л. В. Канторович, Г. П. Акилов. М.: Физматгиз, 1959.
11. **Олегин И. П.** Теоретические основы методов расчета прочности элементов конструкций из композитов / И. П. Олегин, В. Н. Максименко. Новосибирск: Новосиб. гос. техн. ун-т, 2006.
12. **Кабанов В. В.** Устойчивость неоднородных цилиндрических оболочек. М.: Машиностроение, 1982.

Поступила в редакцию 12/IV 2021 г.,
после доработки — 13/IV 2021 г.
Принята к публикации 26/IV 2021 г.