

УДК 678.8:669.018.95

DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-s4-109-117

*Е.И. Орешко¹, В.С. Ерасов¹, Н.Ю. Подживотов¹***ВЫБОР СХЕМЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ ВЫСОКОМОДУЛЬНЫХ СЛОЕВ
В МНОГОСЛОЙНОЙ ГИБРИДНОЙ ПЛАСТИНЕ ДЛЯ ЕЕ НАИБОЛЬШЕГО СОПРОТИВ-
ЛЕНИЯ ПОТЕРЕ УСТОЙЧИВОСТИ**

Затрагивается проблема расчетов устойчивости многослойных гибридных пластин, представляющая в настоящее время особый интерес при проектировании современных планеров летательных аппаратов из гибридных материалов.

При работе элементов конструкций (панель крыла, обшивка самолета и т. д.) потеря несущей способности может произойти не только потому, что будет исчерпана прочность, но и от того, что элемент не сохранит ту форму, которую ему придал конструктор, потеряет свои эксплуатационные свойства и перейдет в предаварийное или аварийное состояние, поэтому при проектировании конструкции необходимо искать пути повышения критической силы при потере устойчивости.

В работе применен метод конечных элементов для расчета устойчивости многослойных гибридных пластин. Анализ полученных результатов расчетов позволил определить факторы, влияющие на устойчивость пластин. Выявленные закономерности позволяют сравнивать устойчивость многослойных гибридных пластин без предварительных расчетов.

Ключевые слова: расчет устойчивости, многослойная пластина, гибридный материал, метод конечных элементов, высококомодульные слои.

The article touches upon the problem of stability calculations of multilayer hybrid plates. This item is of particular interest under designing of modern aircraft glider from hybrid materials.

When structural members (wing panel, aircraft skin, etc.) work, a loss of bearing capacity may occur not only because of strength exhaustion, but also by the reason that the member will not preserve the form that was given by a designer, will lose its operational properties and transform into a pre-emergency or emergency condition. Therefore, when designing of structure the designer should seek ways to increase a critical force when buckling.

A finite element method for calculation of stability of multilayer hybrid plates is applied in the work. Analysis of the results of calculations allowed to determine factors affecting a stability of the plates. The revealed regularities allow to compare a stability of multilayer hybrid plates without preliminary calculations.

Keywords: stability calculation, multilayer plate, hybrid material, finite element method, high-modular layers.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal state unitary enterprise «All-Russian scientific research institute of aviation materials» State research center of the Russian Federation] E-mail: admin@viam.ru

Введение

К современным конструкциям авиационной техники предъявляются требования высокой несущей способности при жестких ограничениях по массе. В неблагоприятных условиях эксплуатации (интенсивное силовое нагружение, эрозия, воздействие высоких температур и химических реагентов и т. д.) наиболее эффективными становятся многослойные конструкции, выполненные из композиционных материалов [1–10]. Если раньше они считались хорошими заменителями металлов, то в настоящее время композиционные материалы стали незаменимыми при создании многих изделий современной техники. Например, для авиационной техники все чаще стали использовать гибридные материалы, сочетающие металлические и композиционные элементы. Отметим ряд преимуществ гибридной конструкции системы «алюминиевый сплав–композиционный материал» перед традиционными металлическими кон-

струкциями из алюминиевых сплавов:

- легче по массе – на 25–30%;
- несущая способность выше – от 10 до 45%;
- трещиностойкость выше – на 25–40%.

Так, за рубежом в середине 80-х годов XX века на нижних панелях крыла пассажирского самолета Fokker-27 (размах крыльев 29 м, 52 пассажира) были применены материалы марки ARALL (Aramid Aluminium Laminates) – гибрид из сверхпрочного арамидного волокна и алюминиевого сплава (рис. 1, а). Материал ARALL был также использован для создания задней крупногабаритной грузовой двери транспортного самолета Boeing C-17 (размах крыльев 52 м).

Участки фюзеляжа самолета Airbus A380, наиболее подверженные циклическим растягивающим нагрузкам, выполнены из материала GLARE (Glass Laminates Aluminium Reinforced Epoxy) – гибрида на основе алюминиевых сплавов 2024-T3 или 7475-T761 и стеклопластика с эпок-

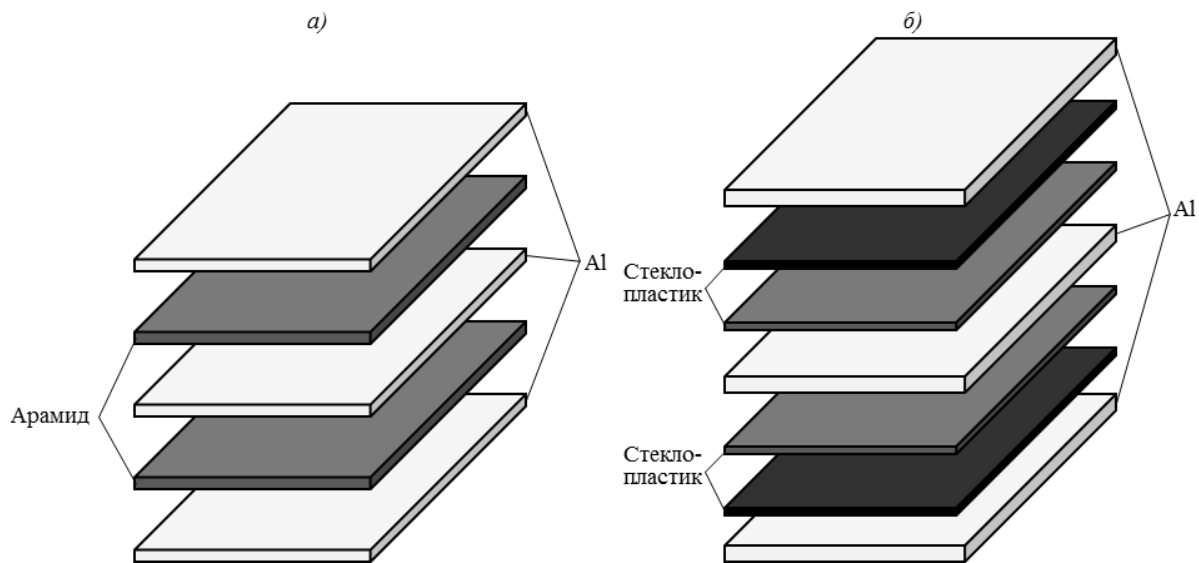


Рис. 1. Структура гибридных материалов ARALL (а) и GLARE (б)

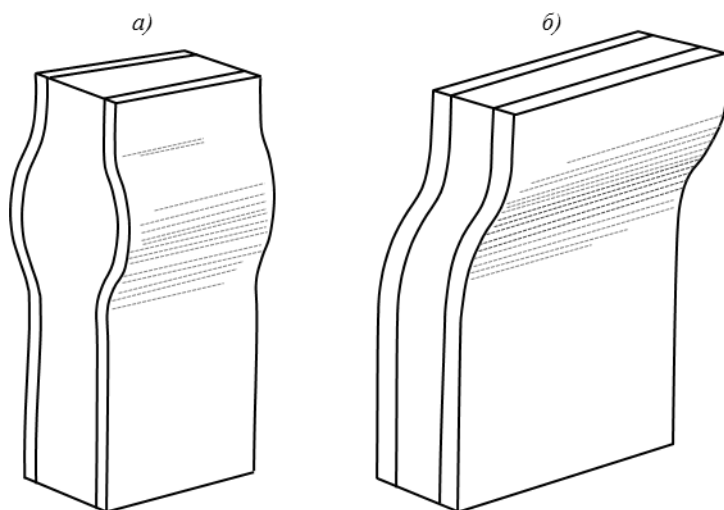


Рис. 2. Два вида потери устойчивости гибридной конструкции – симметричное выпучивание (а) и перекося (б)

сидной матрицей (рис. 1, б). Данный материал обладает высокими характеристиками долговечности при многократно повторяющихся нагрузках. Подобные материалы отечественного производства серии СИАЛ были разработаны в СССР в 70-х гг. XX века, но они не нашли до настоящего времени широкого применения в самолетостроении [11, 12].

При работе элементов конструкций (панель крыла, обшивка самолета и т. д.) потеря несущей способности может произойти не только потому, что будет исчерпана прочность, но и от того, что элемент не сохранит ту форму, которую ему придал конструктор, потеряет свои эксплуатационные свойства и перейдет в предаварийное или аварийное состояние. Потеря устойчивости при определенных видах нагружения характерна для таких элементов, входящих в состав конструкции,

как стержни (продольный изгиб), пластинки и оболочки (выпучивание).

Как и в случаях каркасных конструкций и тонкостенных монококов, разрушение гибридной конструкции начинается на той стороне, которая подвергается сжатию. Потеря устойчивости гибридной конструкции обычно приводит к короблению или образованию складок на поверхности тонких несущих оболочек. На рис. 2 показаны два вида неустойчивости: симметричное выпучивание и перекося. Симметричное выпучивание возникает в случае большой толщины низко модульного слоя, а перекося – в случае небольшой толщины такого слоя.

При выводе разрешающих соотношений для исследования общей устойчивости многослойных конструкций принимают за основу гипотезы ломаной линии при несжимаемом по нормали низко-

Таблица 1

Критический параметр волнообразования для различных случаев закрепления стержня

Схема нагружения (T – нагрузка)	Вид закрепления	$\lambda_{кр}$
	Шарнирное опирание концов	π
	Жесткая заделка концов	2π
	Один конец заделан, другой свободно опирается на шарнир	$\pi/0,699$
	Один конец свободен, другой заделан	$\pi/2$
	Один конец заделан, на втором – подвижная заделка	π

модульном слое [13, 14]. В этом случае предполагают, что сопротивление несущих слоев происходит в соответствии с классическими гипотезами, а недеформируемый по нормали наполнитель претерпевает сдвиговые деформации. По модели ломаной линии сопротивляются, например, трехслойные оболочечные конструкции со слабым на сдвиг пенопластовым наполнителем. Расчетные схемы, учитывающие деформации наполнителя в направлении нормали, сложны, приводят к разрешающим дифференциальным уравнениям высокого порядка и описывают специфическое напряженно-деформированное состояние локального характера. Например, в работах [15–17] такие модели использовались для анализа устойчивости трехслойных конструкций. В связи с вышеизложенным такие модели в расчетной практике применяются редко.

Если рассматривать многослойные оболочечные конструкции, слои которых имеют жесткость одного порядка, то ломаная линия спрямляется и сдвиг можно учитывать по модели прямой линии [18, 19]. Деформированное состояние конструкции в рассматриваемом случае определяется прогибом и поперечными сдвигами всего пакета. Расчетную схему для многослойных конструкций, основанную на гипотезах прямой линии, в литературе часто связывают со сдвиговой моделью С.П. Тимошенко, предложенной им для учета поперечных сдвигов в фермах и балочных элементах [14]. Типичными оболочками, сопротивляющимися в соответствии с моделью прямой линии, являются толстостенные многослойные оболочки из композиционных материалов.

Если рассматривать гибридную конструкцию с равными по размеру толщинами слоев, значения модулей упругости которых находятся в пределах одного порядка, то для таких условий, в случае

трехслойного пакета с центральным низко модульным слоем, для определения критической силы при потере устойчивости при сжатии можно использовать сдвиговую модель Тимошенко:

$$F_{кр} = \frac{\lambda_{кр}^2 D}{l^2} \cdot \frac{1}{1 + \omega \lambda_{кр}^2}; \quad \omega = \frac{D'}{Kl^2}; \quad K = \frac{GH^2}{\delta};$$

$$D = D' + D_{нс}; \quad D_{нс} = \frac{Eh^3}{12},$$

где $D_{нс}$ – суммарная жесткость при изгибе несущих слоев трехслойного стержня; D' – жесткость при изгибе трехслойного стержня с безмоментными ($D_{нс}=0$) несущими слоями; D – жесткость стержня при изгибе; K – жесткость стержня при поперечном сдвиге; E – модуль упругости; G – модуль сдвига; H – толщина пакета; δ – толщина слоя; ω – безразмерная податливость стержня при поперечном сдвиге, %; l – длина стержня; $F_{кр}$ – сжимающая критическая сила при потере устойчивости; $\lambda_{кр}$ – критический параметр волнообразования (табл. 1); h – толщина оболочки.

Из приведенной формулы следует, что на величину критической силы потери устойчивости трехслойного стержня будет в большей степени влиять расстояние высоко модульных слоев от оси стержня, чем увеличение модуля упругости центрального слоя.

При выборе схемы расположения высоко модульных слоев гибридного материала руководствуются принципами весовой эффективности и наибольшей несущей способности проектируемой конструкции. При проектировании слоистых конструкций важно подобрать такую схему расположения слоев в пакете, чтобы обеспечить его технологичность, высокую прочность, максимальное сопротивление потере устойчивости при минимальной массе пакета (наименьшем количестве «тяжелых» высоко модульных слоев). Поэтому

существует необходимость разработки методики выбора схемы расположения слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости. При решении этой задачи используют возможности вычислительной техники. Так, ряд авторов предлагает трудоемкий этап получения разрешающих уравнений задач устойчивости выполнять методом конечных элементов (МКЭ) и включать его непосредственно в общую программу расчета на ЭВМ [20].

Материалы и методы

В настоящее время разработаны конечно-элементные программные комплексы (Cosmos Works, NASTRAN, COMSOL, ANSYS и т. д.), которые позволяют проводить расчеты устойчивости многослойных гибридных пластин и картины напряженно-деформированного состояния в зависимости от граничных условий – приложенных нагрузок, моментов, степеней свободы и т. п. [21–24].

Методы конечных разностей и конечных элементов позволяют решать полные системы уравнений в частных производных и обладают большими возможностями, чем разнообразные алгебраические уравнения. Они также являются приближенными (решаются системы конечно-разностных уравнений, а не сами дифференциальные уравнения), однако в настоящее время погрешности, обусловленные неточным знанием свойств материалов, во много раз больше погрешностей, присущих самим численным методам [25].

Рассмотрим более подробно принцип расчета устойчивости МКЭ. При анализе устойчивости пластин (или конструкций) можно выделить два основных подхода к решению проблемы: расчет критических усилий на основе бифуркационной постановки задачи и решения полных нелинейных уравнений равновесия упругой системы. В первом случае определяются только критические точки возможной смены формы равновесия системы, а вопрос о закритическом поведении пластины остается открытым. Второй подход дает возможность рассматривать как докритическое, так и закритическое поведение конструкции, а также определять точки возможной смены формы равновесного состояния. В современных программных конечно-элементных комплексах возможно реализовать оба этих подхода. В данной работе будет использоваться бифуркационный метод, который нашел широкое применение в практических расчетах. Бифуркационная постановка задачи устойчивости базируется на следующих предположениях:

- начальное невозмущенное состояние равновесия тела описывается уравнениями линейной теории упругости;
- зависимости закона Гука справедливы не только для начального состояния, но и при малых отклонениях от него;

– изменениями размеров и формы тела в начальном состоянии можно пренебречь – тело напряжено, но не деформировано [26].

Использование этих предположений дает возможность свести задачу устойчивости к задаче нахождения собственных значений для линейных однородных уравнений нейтрального равновесия пластины при заданных краевых условиях. Из условия существования нетривиального решения этих уравнений определяются критические параметры нагружения и, с точностью до произвольной постоянной, конфигурация пластины после потери устойчивости.

В процессе дискретизации пластины на конечные элементы вводятся дополнительные предположения и соотношения, связанные с аппроксимацией поля перемещений пластины с помощью конечных элементов.

Можно выделить два основных этапа при решении задачи устойчивости. На первом этапе решается задача определения докритического напряженно-деформированного состояния конструкции при некотором значении заданной внешней нагрузки $\{P\}$. Основой для нахождения докритического напряженно-деформированного состояния является уравнение статики:

$$[K]\{U\}=\{P\},$$

где $[K]$ – нелинейная матрица жесткости; $\{U\}$ и $\{P\}$ – вектор перемещений и вектор внешних нагрузок соответственно.

Считается, что матрица жесткости $[K]$ не зависит от напряженного состояния и определяется только геометрией конструкции и ее жесткостными характеристиками, поэтому решение задачи является линейной функцией от величины приложенной нагрузки. На втором этапе решения задачи формируется матрица дифференциальной жесткости конструкции, составленной из матриц дифференциальной жесткости отдельных конечных элементов. Упругое тело представляется в виде набора абсолютно жестких элементарных объемов, соединенных между собой упругими связями, а внешняя нагрузка заменяется системой сил, статически эквивалентной найденному ранее докритическому напряженно-деформируемому состоянию конструкции. Коэффициенты матрицы дифференциальной жесткости Y_{ij} такой системы определяются как

$$Y_{ij}=\frac{\partial^2 A}{\partial q_i \partial q_j},$$

где q_i, q_j – обобщенные степени свободы элемента объема ΔV ; A – работа внешних сил на возможных перемещениях q_i .

Матрица дифференциальных жесткостей конструкции линейно зависит от ее докритического напряженного состояния, причем от безмоментной составляющей напряженно-деформирован-

ного состояния, поскольку в бифуркационной постановке рассматриваются только жесткие повороты конечных элементов, а упругие вращения игнорируются. Далее на основе известных матриц жесткости и матрицы дифференциальных жесткостей формулируется задача нахождения собственных значений в виде системы однородных линейных уравнений, где параметр λ определяет – во сколько раз приложенная нагрузка больше (меньше) критической:

$$([K]-\lambda[Y]\{\Phi\})=0,$$

где K – матрица жесткости пластины; Y – матрица дифференциальной жесткости пластины; Φ – матрица форм потери устойчивости; λ – критический параметр нагружения.

Решение уравнений выполняется на основе итерационных методов, позволяющих определить ряд первых собственных значений либо ряд собственных значений в заданном диапазоне спектра.

Проведем для сравнения аналитические расчеты устойчивости монолитных пластин разной геометрии и аналогичные расчеты в программном конечно-элементном комплексе. По анализу результатов проведенных расчетов можно будет судить об адекватности математической компьютерной модели.

В расчетах применялся линейный анализ устойчивости (Eigenvalue Buckling Analysis), основанный на вычислении собственных значений и предсказывающий значение критических нагрузок для идеальных линейных моделей. Данный анализ является бифуркационной постановкой задачи устойчивости в МКЭ и описан ранее.

При создании модели гибридной многослойной пластины использованы многослойные оболочечные конечные элементы типа «Shell», которые имеют форму четырехугольной пластины с узлами по углам и позволяют использовать как линейные, так и нелинейные материалы. Элементы этого типа могут использоваться в расчетах при больших деформациях, а также в задачах с гиперэластичными материалами [27]. Описаны также и свойства монослоев пластины, их число, толщина и взаимная ориентация в пакете. Созданная конечно-элементная модель точно отражает геометрию пластины, граничные условия и условия ее нагружения. Подробная узловая сетка точно описывает предполагаемые первые формы ее потери устойчивости. Нагружение пластины осуществлялось заданием распределенных усилий на ее коротких гранях.

Приняты следующие условия для расчетов пластин шириной 0,03 м, длиной 0,2 м и толщиной h : 0,002; 0,004 ($2h$); 0,006 мм ($3h$); а также пластины h_m толщиной 0,002 м, шириной 0,01 м и длиной 0,1 м. Для всех пластин: модуль упругости 79 ГПа; коэффициент приведенной длины 1 (шарнирное закрепление по коротким граням); угол ориентации волокон слоя 0 град.

Если рассматривать пластину как стержень с прямоугольным сечением, то критическая сжимающая сила при потере устойчивости будет определяться по формуле Эйлера:

$$F_{кр} = \frac{E\pi^2 J_{min}}{(\mu l)^2},$$

где E – модуль упругости; μ – коэффициент приведенной длины; l – длина стержня; J_{min} – минимальный момент инерции, равный $\frac{bh^3}{12}$; b – ширина; h – толщина.

При расчете критической силы для пластин толщиной $2h$ значения будут отличаться от значений для пластин толщиной h только моментом инерции (а точнее толщиной), тогда $F_{кр2} = F_{кр1} \cdot 8$, при толщине $3h$: $F_{кр3} = F_{кр1} \cdot 27$.

Рассмотрим примеры расчета критической силы для гибридного материала с толщиной пластины:

– h при $\mu=1$ (шарнирное закрепление):

$$J_{min} = \frac{bh^3}{12} = \frac{0,03 \cdot 0,002^3}{12} = 2 \cdot 10^{-11};$$

$$F_{кр} = E \cdot \pi^2 \cdot J_{min} / (\mu L)^2 = 79 \cdot 10^9 \cdot 9,9 \cdot 2 \cdot 10^{-11} / 0,04 = 391 \text{ Н};$$

– h_m при $\mu=1$ (шарнирное закрепление по коротким граням):

$$J_{min} = \frac{bh^3}{12} = \frac{0,01 \cdot 0,002^3}{12} = 8 \cdot 10^{-11} / 12;$$

$$F_{кр} = E \cdot \pi^2 \cdot J_{min} / (\mu L)^2 = 79 \cdot 10^9 \cdot 9,9 \cdot 8 \cdot 10^{-11} / (12 \cdot 0,1^2) = 62,57 / 0,12 = 521,4 \text{ Н}.$$

Аналогичные расчеты для монолитных пластин проведены в конечно-элементном программном комплексе (табл. 2).

Результаты расчетов МКЭ по определению критической силы при разных формах потери устойчивости схожи также с аналитическими расчетами (рис. 3). Так, при длине пластины, равной длине двух полуволн, $\mu=1/2$, а значение критической силы при второй форме потери устойчивости будет в 4 раза больше, чем при первой. При третьей форме потери устойчивости значение критической силы будет в 9 раз больше, чем при первой,

Таблица 2

Сравнение аналитических расчетов пластин с расчетами с помощью метода конечных элементов (МКЭ)

Метод расчета	Критическая сила, Н, для пластин толщиной			
	h	$2h$	$3h$	h_m
МКЭ	392	3136	10566	522
Аналитический	391	3128	10557	521

так как $\mu=1/3$. При четвертой форме значение критической силы будет в 16 раз больше, чем при первой, так как $\mu=1/4$.

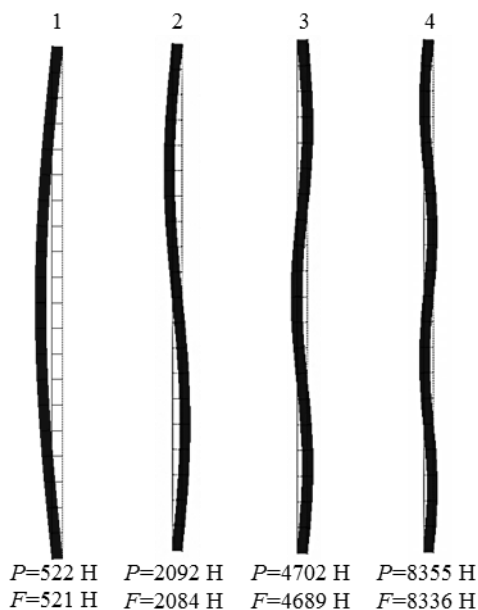


Рис. 3. Формы потери устойчивости (1–4) пластины h_m и значения критической силы при потере устойчивости: F – аналитический расчет; P – расчет с помощью метода конечных элементов

Таким образом, если при проектировании панели требуется увеличить ее устойчивость, достаточно сконструировать поперечное ребро жесткости в ее центре, чтобы увеличить критическую силу при потере устойчивости в 4 раза.

Результаты

Результаты расчетов показали, что погрешность расчетов устойчивости пластин при сжатии в конечно-элементном программном комплексе составляет ~1%, что показывает адекватность математической модели, которую можно использовать для расчета устойчивости многослойных гибридных пластин. Для этого достаточно только добавить нужное количество слоев из разных ма-

териалов при сохранении всех начальных условий и рассчитать пластину на потерю устойчивости при тех же условиях закрепления и разбиения модели на конечные элементы.

Рассмотрим трехслойную пластину из двух материалов с различными модулями упругости (рис. 4, а). Пусть слой 1 и 3 выполнены из материала с модулем упругости $E_1=79 \text{ ГПа}$, а слой 2 – из материала с модулем упругости $E_2=69 \text{ ГПа}$. Толщина каждого слоя 2 мм, ширина пластины 3 см, длина 20 см. Обозначим материал слоев 1 и 3 буквой В (высокомодульный), а материал слоя 2 буквой Н (низкомодульный). Тогда рассматриваемая структура трехслойной пластины будет обозначаться как В-Н-В.

Составим схемы некоторых вариантов расположения высокомодульных слоев в пластинах для различных многослойных пакетов (при равном соотношении или с разницей в один слой между количеством высокомодульных и низкомоульных слоев пакета) и рассчитаем критическую силу потери устойчивости при сжатии с $\mu=1$ (табл. 3, рис. 5).

Полученные результаты расчетов устойчивости многослойных гибридных пластин показали, что сопротивление пластин потере устойчивости в большей степени зависит от разнесения высокомодульных слоев от центра пластины.

При сравнении устойчивости пластин числами обозначалось количество высокомодульных слоев на равном расстоянии от оси пластины. Так, на рис. 5 приведен пример численного обозначения высокомодульных слоев. Первыми сравниваются крайние слои пластин, так как они наиболее удалены от оси и в них при изгибе возникает наибольший момент силы. В данном примере первое сравниваемое число высокомодульных слоев 0, так как крайние слои пластины низкомоульные. Следующие равноудаленные, ближайшие к оси пластины, слои обозначены числом 1, так как имеют один высокомодульный слой, и, соответственно, центральный высокомодульный слой обозначается числом 1. В итоге получаем вариант 5.8 – Н-В-В-Н-Н с числовым обозначением 0-1-1 (см. табл. 3).

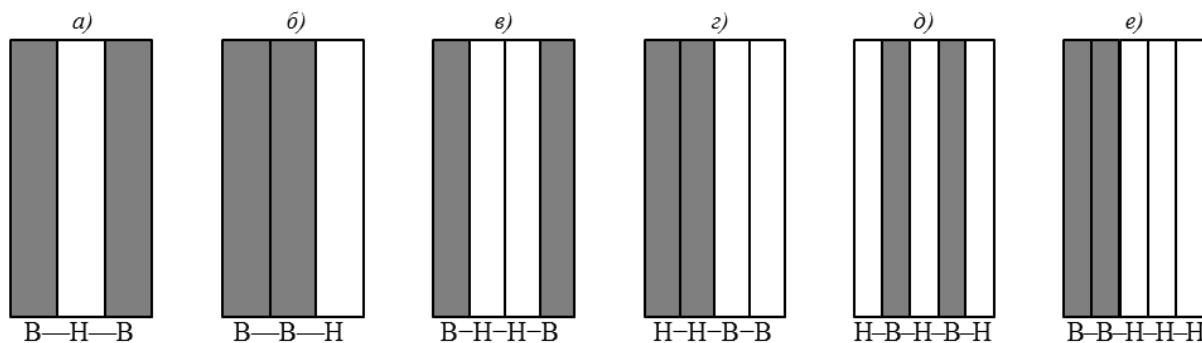


Рис. 4. Схемы расположения слоев в пластинах и их буквенные обозначения (буквой В обозначается высоко-модульный слой и буквой Н – низкомоульный)

Таблица 3

Критические силы при потере устойчивости для разных схем расположения слоев в гибридных пластинах

Количество слоев в пластине	Условный номер слоя	Схема расположения слоев	Количество высокомодульных, равноудаленных от оси слоев	Значения критической силы, Н (получены с помощью МКЭ)
3	3.1	В-Н-В	2-0	10515
	3.2	Н-В-В	1-1	9897
	3.3	В-Н-Н	1-0	9844
	3.4	Н-В-Н	0-1	9280
4	4.1	В-Н-Н-В	2-0	24586
	4.2	Н-В-Н-В	1-1	23390
	4.3	Н-Н-В-В	1-1	23330
	4.4	Н-В-В-Н	0-2	22233
5	5.1	В-В-Н-Н-В	2-1-0	47955
	5.2	В-Н-В-Н-В	2-0-1	47390
	5.3	В-Н-Н-Н-В	2-0-0	47324
	5.4	Н-Н-В-В-В	1-1-1	45495
	5.5	В-В-Н-Н-Н	1-1-0	45426
	5.6	Н-В-В-В-Н	0-2-1	43878
	5.7	Н-В-Н-В-Н	0-2-0	43813
	5.8	Н-В-В-Н-Н	0-1-1	43215
6	6.1	В-В-Н-Н-Н-В	2-1-0	82004
	6.2	В-Н-В-Н-Н-В	2-0-1	80879
	6.3	В-В-Н-Н-В-Н	1-2-0	79625
	6.4	Н-В-В-Н-Н-В	1-1-1	78551
	6.5	В-Н-В-Н-В-Н	1-1-1	78525
	6.6	В-В-Н-В-Н-Н	1-1-1	78395
	6.7	В-В-В-Н-Н-Н	1-1-1	78291
	6.8	В-Н-В-В-Н-Н	1-0-2	77320
	6.9	Н-В-В-Н-В-Н	0-2-1	76222
	6.10	Н-В-В-В-Н-Н	0-1-2	75042

При равных первых числах высокомодульных слоев, полученных по данной методике сравнения устойчивости гибридных пластин, сравниваются их вторые числа, при равенстве которых наибольшим сопротивлением потере устойчивости будет обладать пластина с наибольшим третьим числом. Например, рассмотрим варианты 5.4 и 5.5 (см. табл. 3): критическая сила при потере устойчивости будет больше у пластины с числовым обозначением 1-1-1, чем у пластины с 1-1-0.

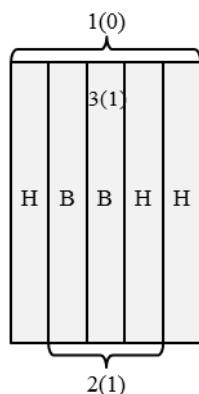


Рис. 5. Подсчет высокомодульных слоев пятислойной пластины Н-В-В-Н-Н (0-1-1)

По результатам проведенных расчетов устойчивости МКЭ видно, что данной методике сравнения устойчивости многослойных гибридных пластин строго соответствуют все полученные варианты. При этом выбор высокомодульного или низкоимодульного центрального слоя не вносит существенного вклада в устойчивость пластин из гибридных материалов. Например, варианты 3.3 и 3.2 незначительно отличаются по величине критической силы при потере устойчивости.

Аналогичные закономерности наблюдались в результате расчетов устойчивости МКЭ многослойных гибридных пластин (3–7 слоев) с другими геометрическими параметрами (рис. 6) при равном соотношении или с разницей в один слой между количеством высокоимодульных и низкоимодульных слоев пакета.

Обсуждение и заключения

Полученные результаты показали, что разработанная методика выбора схемы расположения высокоимодульных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости (при равном соотношении или с разницей в один слой между количеством высокоимодульных и низкоимодульных слоев пакета) не зависит от таких геометрических парамет-

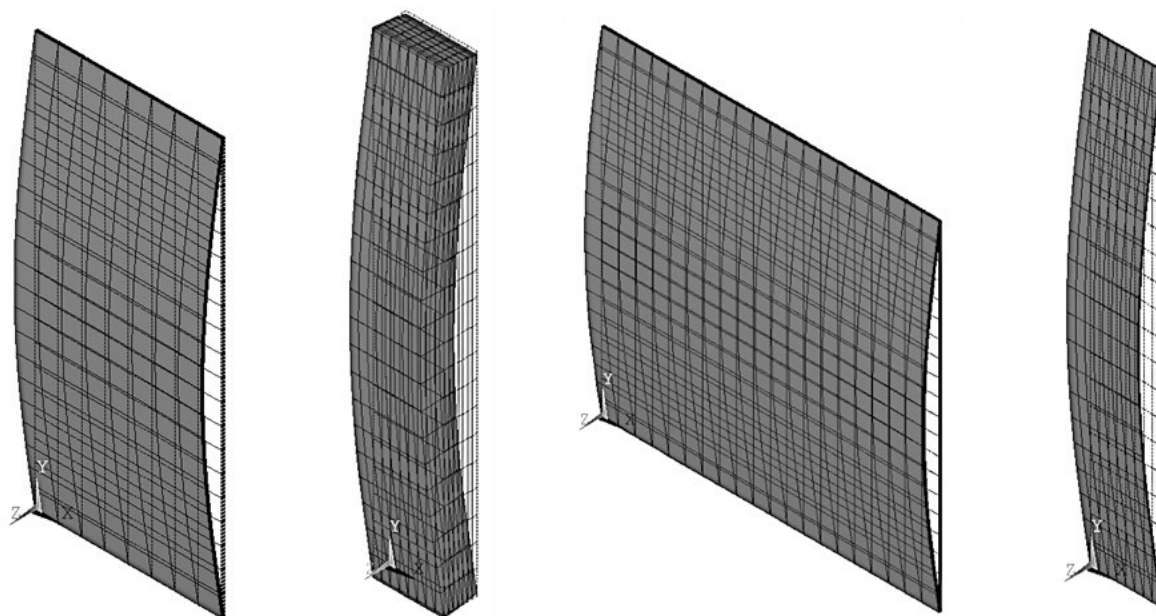


Рис. 6. Расчеты устойчивости с помощью метода конечных элементов гибридных пластин с различными геометрическими параметрами (ширина×длина×толщина)

ров, как длина, ширина и толщина пластины. Применение методики позволит без проведения предварительных расчетов устойчивости гибридных многослойных пластин подобрать схему расположения высокомодульных слоев для наибольшего сопротивления потере устойчивости при сжатии или сравнить их устойчивость между собой. Так, на примере расчетов гибридной пятислойной пластины (см. табл. 3) по разработанной методике можно выбрать оптимальный пакет в зависимости от поставленных конструктором задач:

– с наибольшей критической силой при потере устойчивости (разнесением высокомодульных слоев от центра пластины) – схема 5.1;

– с наименьшей массой (минимальным количеством высокомодульных слоев) при оптимальном сопротивлении потере устойчивости – схема 5.3;

– с наилучшей технологичностью и высокой несущей способностью (выбором симметричного пакета с чередованием слоев) – схема 5.2.

В связи с анизотропией свойств композита в нем могут проявляться эффекты взаимного влияния деформаций друг на друга. Так, деформации растяжения или сжатия могут вызывать сдвиговые или изгибные деформации пакета, поэтому на практике обычно применяют сбалансированный по толщине пакет, когда относительно его срединной плоскости имеет место зеркальное отображение укладки монослоев. В этом случае отмеченные эффекты практически отсутствуют [26]. В связи с этим в многослойном пакете с наилучшими характеристиками несущей способности целесообразно выбирать симметричную структуру с высокомодульными крайними слоями (табл. 3, схемы 3.1; 4.1; 5.2).

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года //Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 7–17.
2. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. Новый класс слоистых алюмокомпозитов на основе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью //Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. №SP2. С. 174–183.
3. Ефимов В.А., Шведкова А.К., Коренькова Т.Г., Кириллов В.Н. Исследование полимерных конструкционных материалов при воздействии климатических факторов и нагрузок в лабораторных и натуральных условиях //Труды ВИАМ. 2013. №1. Ст. 05 (viam-works.ru).
4. Кириллов В.Н., Старцев О.В., Ефимов В.А. Климатическая стойкость и повреждаемость полимерных композиционных материалов, проблемы и пути решения //Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 412–423.
5. Каблов Е.Н., Старцев О.В., Деев И.С., Никишин Е.Ф. Свойства полимерных композиционных материалов после воздействия открытого космоса на околоземных орбитах //Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. №10. С. 2–9.
6. Каблов Е.Н., Старцев О.В., Кротов А.С., Кириллов В.Н. Климатическое старение композиционных материалов авиационного назначения. I. Механизмы старения //Деформация и разрушение материалов. 2010. № 11. С. 19–27.

7. Каблов Е.Н., Старцев О.В., Кротов А.С., Кириллов В.Н. Климатическое старение композиционных материалов авиационного назначения. III. Значимые факторы старения //Деформация и разрушение материалов. 2011. №1. С. 34–40.
8. Постнов В.И., Сатдинов А.И., Стрельников С.В., Антонов А.И., Вешкин Е.А. Влияние технологической подготовки производства на качество изделий из ПКМ //Авиационные материалы и технологии. 2009. №3. С. 3–6.
9. Мухаметов Р.Р., Ахмадиева К.Р., Чурсова Л.В., Коган Д.И. Новые полимерные связующие для перспективных методов изготовления конструктивных волокнистых ПКМ //Авиационные материалы и технологии. 2011. №2. С. 38–42.
10. Тарасов Ю.М., Антипов В.В. Новые материалы ВИАМ – для перспективной авиационной техники производства ОАО «ОАК» //Авиационные материалы и технологии. 2012. №2. С. 5–6.
11. Зотов А.А. Расчет самолета на прочность. Внешние нагрузки. Конструктивно-силовые схемы. Конструкционные материалы: Учебное пособие. М.: Вузовская книга. 2014. 64 с.
12. Алюмостеклопластики. История авиационного материаловедения. ВИАМ – 80 лет: годы и люди /Под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ. 2012. Гл. 11. С. 356–358.
13. Сухинин С.Н. Прикладные задачи устойчивости многослойных композитных оболочек. М.: Физматлит. 2010. 248 с.
14. Тимошенко С.П. Устойчивость стержней, пластин и оболочек. М.: Наука. 1971. 808 с.
15. Мысык Д.А., Шакимов Л.А. Исследование устойчивости трехслойных ортотропных цилиндрических оболочек при равномерном осевом сжатии //Труды МИХМ. 1975. Вып. 60. С. 165.
16. Мысык Д.А., Шакимов Л.А. Экспериментально-теоретическое исследование устойчивости трехслойных стеклопластиковых цилиндрических оболочек /В кн. Механика конструкций из композиционных материалов. К.: Наукова Думка. 1977. С. 110–118.
17. Сухинин С.Н., Трошин В.П., Трошина Л.А. Исследование устойчивости трехслойных цилиндров при осевом сжатии //Прикладные проблемы прочности и пластичности. 1979. Вып. 13. С. 133–139.
18. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение. 1988. 272 с.
19. Григолюк Э.И., Коган Е.А. Статика упругих слоистых оболочек. М.: НИИ Механики МГУ. 1999. 215 с.
20. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М.: Машиностроение. 1984. 264 с.
21. Гусев Д.Е., Коллеров М.Ю., Рудаков С.С., Королев П.А., Орешко Е.И. Оценка биомеханической совместимости имплантируемых опорных пластин из сплавов на основе титана и никелида титана методом компьютерного моделирования //Титан. 2011. №3 (33). С. 39–44.
21. Коллеров М.Ю., Егорова М.В., Орешко Е.И., Ртищев С.Н., Карачунский Г.М., Радванская С.Н. Экспериментально-теоретическое обоснование алгоритма раннего ортодонтического лечения детей с односторонней расщелиной губы и неба несъемными аппаратами //Стоматология детского возраста и профилактика. 2011. Т. X. №1 (36). С. 23–27.
22. Коллеров М.Ю., Гусев Д.Е., Орешко Е.И. Экспериментально-теоретическое обоснование выбора метода и имплантатов для устранения воронкообразной деформации грудной клетки //Сборник «Научные труды (Вестник МАТИ)». 2012. №19 (91). С. 331–336.
23. Коллеров М.Ю., Усиков В.Д., Куфтов В.С., Гусев Д.Е., Орешко Е.И. Медико-техническое обоснование использования титановых сплавов в имплантируемых конструкциях для стабилизации позвоночника //Титан. 2013. №1 (40). С. 39–45.
24. Боровков А.И. Возможности системы конечно-элементного моделирования ANSYS/LS-DYNA /В сб. материалов I Международной конф. пользователей программного обеспечения ANSYS E. М.: EMT-ANSYS-центр. 2003. С. 128–136.
25. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. М.: Изд-во физ.-мат. лит. 2013. 272 с.
26. Кравчук А.С., Смалюк А.Ф., Кравчук А.И. Электронная библиотека механики и физики. Лекции по Ansys с примерами решения задач в пяти частях. Минск. 2013. Ч. 3. С. 193.