

К вопросу об оптимальном армировании композитных панелей в условиях недопущения потери устойчивости

© М.А. Толкачев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Разработан алгоритм оптимального проектирования композитных панелей, направленный на снижение массы и повышение прочности путем увеличения критической силы потери устойчивости конструкций при эксплуатации за счет криволинейной укладки слоев. Рассмотрены ключевые факторы, влияющие на устойчивость панелей, такие как внешние нагрузки и геометрические характеристики. Для установления критических нагрузок, приводящих к потере устойчивости панели, выполнено численное моделирование на основе метода конечных элементов в сочетании с подходами, которые используются в строительной механике авиационных конструкций. С этой целью была построена с применением подхода послойного моделирования оболочечная модель сжатой панели обшивки с ортотропной укладкой. Разработанный метод основан на совмещении направления максимальной жесткости материала с направлением действия главных моментов, что способствует повышению критической силы потери устойчивости. Приведен обзор существующих вариантов применения криволинейной укладки слоев с оптимизацией конструкции, описаны преимущества данного метода по сравнению с традиционным армированием. Научная новизна исследования заключается в разработке комбинированного подхода, объединяющего метод конечных элементов, методы оптимизации композитных панелей и учет эксплуатационных ограничений авиационной отрасли. Созданный в рамках данного подхода алгоритм позволяет определить оптимальное армирование слоев композиционного материала с учетом направлений главных моментов и напряженно-деформированного состояния конструкции.

Ключевые слова: композиционный материал, потеря устойчивости, метод конечных элементов, напряженно-деформированное состояние, оптимизация, послойное моделирование

Введение. В современном авиастроении одной из ключевых задач является обеспечение устойчивости и надежности конструкций в условиях высоких эксплуатационных нагрузок. Панели, как элементы конструкции воздушного судна, должны выдерживать значительные статические и динамические нагрузки, чтобы не допустить потери устойчивости и деформаций, которые могут привести к катастрофическим последствиям. Для решения этой задачи необходимы методы и алгоритмы проектирования, которые позволяют учитывать условия эксплуатации и потенциальные нагрузки на разных стадиях разработки [1].

В данной статье рассматривается алгоритм проектирования панелей, направленный на предотвращение потери устойчивости конструкции. В разработанном алгоритме учитываются факторы, влияющие на устойчивость панелей, такие как распределение внешних нагрузок,

характеристики материалов и геометрические параметры элементов. Представленный подход ориентирован на повышение прочности и безопасности воздушных судов, минимизацию веса конструкции, а также на повышение эффективности производственного процесса. Вопросы потери устойчивости панелей из композиционных материалов с нетрадиционным армированием рассматривались в работах [2–4].

В статье [5] исследуется высокоточная оптимизация проектирования самолетов, которая объединяет аэродинамическое и прочностное моделирование для улучшения конфигураций летательных аппаратов. Авторы применяют подход, позволяющий интегрировать аэродинамические и структурные данные с высокой степенью точности, чтобы оптимизировать конструкцию и снизить вес самолета при соблюдении требований к прочности и устойчивости. Этот подход, разработанный Ж.Р.А. Мартинсом и его коллегами, является важным примером междисциплинарного проектирования, обеспечивающего устойчивость и эффективность конструкций на ранних этапах разработки. В своей работе авторы задействовали 973 переменные и 961 ограничение, что позволило провести многоуровневую оптимизацию конструкции.

В работе [6] авторы исследуют возможности оптимизации композитных конструкций крыла с переменной ориентацией волокон. В управляемых композитах направление волокон изменяется по поверхности крыла, что позволяет улучшить распределение нагрузок и повысить эффективность конструкции под воздействием аэродинамических сил. Чтобы создать криволинейную укладку слоев, авторы использовали технику tow-steering, при которой направление волокон может варьироваться по поверхности крыла. Исследование показало значительное сокращение массы крыла (до 24 %) и экономию топлива (до 2,4 %) по сравнению с обычными композитными конструкциями крыла. Принципиальная схема формирования пакета с криволинейной укладкой слоев в рамках данного подхода представлена на рис. 1.

В статье [7] авторы представили метод оптимизации конструкции крыла, включающий в себя как аэродинамическую устойчивость, так и критические порывы ветра. Оптимизация проводится поэтапно: сначала происходит подбор параметров укладки для минимизации массы крыла и распределения нагрузки с учетом порывов, а затем выполняется восстановление укладки слоев для обеспечения технологичности конструкции. Включение дополнительных ограничений, таких как форма крыла в крейсерском режиме, позволяет улучшить летные характеристики самолета и повысить его устойчивость в экстремальных условиях. Такой подход демонстрирует, как применение композитов с переменной жесткостью может значительно улучшить производительность и надежность крыла.

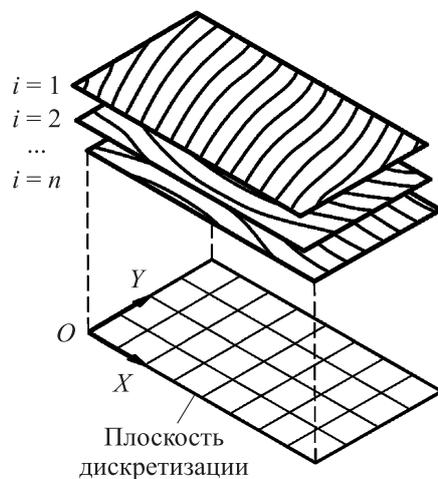


Рис. 1. Схема формирования пакета слоев управляемой укладки

Для простых конструкций исследователи показали, что панели с криволинейной укладкой слоев могут быть спроектированы так, чтобы превосходить свои аналоги с прямой укладкой с точки зрения прочностных [8, 9] и жесткостных [10] характеристик.

Технология управляемой укладки часто реализуется с использованием программных инструментов для оптимизации распределения слоев, таких как высокоточные симуляционные модели. Эти модели позволяют точно задать изменяющиеся углы укладки и обеспечить контроль над процессом размещения волокон. В ходе оптимизации моделируются и оцениваются различные варианты укладки, что позволяет выбрать такой вариант, который минимизирует вес конструкции и снижает аэродинамическое сопротивление.

Основной причиной недостаточно широкого применения технологии управляемой укладки на сегодня заключается в том, что существует лишь малое количество работ по оценке преимуществ криволинейной укладки слоев в композитной конструкции агрегатов планера самолета по сравнению с прямой укладкой. Соответственно, не описан четкий алгоритм подбора локальных направлений укладки для максимизации достоинств, ее переменных жесткостных свойств.

Цель настоящей работы — исследование укладок композиционного материала панели для улучшения механических свойств конструкции, ее прочности и эффективности в условиях недопущения потери устойчивости путем разработки алгоритма и количественной оценки преимуществ данного метода.

Исходные данные. В качестве исходных данных для выбора углов направления укладки пакета панели в данной работе приняты: схема нагружения проектируемой зоны конструкции и механические свойства монослоя рассматриваемого композиционного материала.

Поскольку проектируемая зона конструкции исследуется с точки зрения недопущения потери устойчивости, панель изучается в условиях нагружения одноосным сжатием распределенной силой $F = 50$ Н/мм.

Рассмотрим первую форму потери устойчивости плоской пластины. При потере устойчивости пластина принимает такую изогнутую форму, которой соответствует минимум потенциальной энергии деформации. Следует также отметить, что исходная оптимизируемая укладка представляет собой сбалансированный симметричный пакет слоев. Данная укладка принята в силу недопущения возникновения связей растяжение – сдвиг, растяжение – изгиб, растяжение – кручение и сдвиг – кручение. Первая форма потери устойчивости для такого пакета слоев представлена на рис. 2.

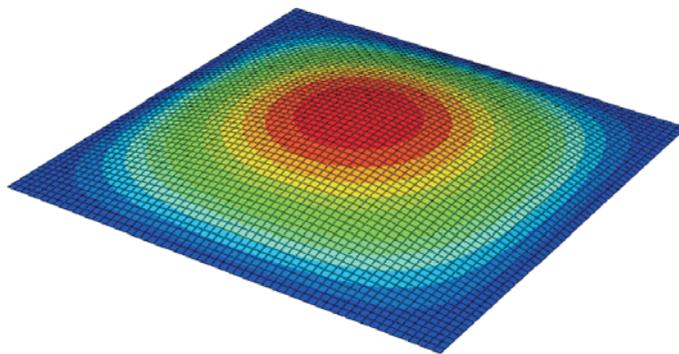


Рис. 2. Суммарное узловое перемещение, мм, при первой форме потери устойчивости панели

В качестве материала панели принят углепластик с эпоксидным связующим. Механические свойства монослоя используемого композиционного материала приведены ниже:

Модуль упругости E_1 в направлении 1, ГПа	132,38
Модуль упругости E_2 в направлении 2, ГПа	10,76
Модуль сдвига G_{12} в направлении 1-2, ГПа	5,65
Модуль сдвига G_{13} в направлении 1-3, ГПа	5,65
Модуль сдвига G_{23} в направлении 2-3, ГПа	3,38
Коэффициент Пуассона ν_{12} в направлении 1-2	0,24
Коэффициент Пуассона ν_{13} в направлении 1-3	0,24
Коэффициент Пуассона ν_{23} в направлении 2-3	0,49
Плотность ρ , кг/м ³	1800

Описание методики моделирования. Проектирование ведется на элементе панели, ограниченном опорными элементами конструкции кессона крыла. Производится построение плоской пластины с необходимыми габаритами, и строится ее конечно-элементная модель (КЭМ) [11]. Моделирование проводится с использованием сред для трехмерного инженерного анализа Abaqus CAE [12] и Siemens Simcenter 3D [13].

В каждом элементе рассчитываются главные моменты и углы укладки, при этом каждый элемент принимается ортотропным. Направление наибольшего момента и направление сопротивления изгибу должны совпасть.

В исследовании рассматривается первая форма потери устойчивости в условиях осевого сжатия. Для данной формы с помощью расчета потери устойчивости методом Subspace определяется выходной файл, в котором содержатся данные с направлениями главных моментов и их величины для каждого элемента.

В данной задаче использовался оболочечный 4-узловой конечный элемент с уменьшенным количеством точек интеграции типа S4R, который обеспечивает надежные и точные решения при любых условиях нагрузки для решения проблем с тонкими и толстыми оболочками. В их постановке допускается изменение толщины в зависимости от плоскостной деформации. За исключением элементов малой деформации, все эти элементы учитывают конечные мембранные деформации. Кинематика мембраны S4R основана на формулировке предполагаемой деформации, которая обеспечивает точные решения для поведения изгиба в плоскости. В то же время, элементы континуальной оболочки напоминают трехмерные твердые элементы в том смысле, что они дискретизируют все трехмерное тело по толщине. Данные конечные элементы основаны на теории упругости при поперечном сдвиге первого порядка, для чего требуется использовать поправочные сдвиговые коэффициенты [14]. Разработанная КЭМ пластины включает в себя 3600 оболочечных элементов. Размеры пластины даны на рис. 3.

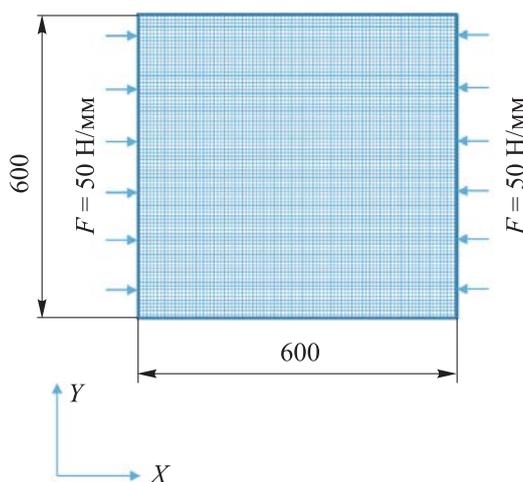


Рис. 3. Геометрические параметры образца, мм

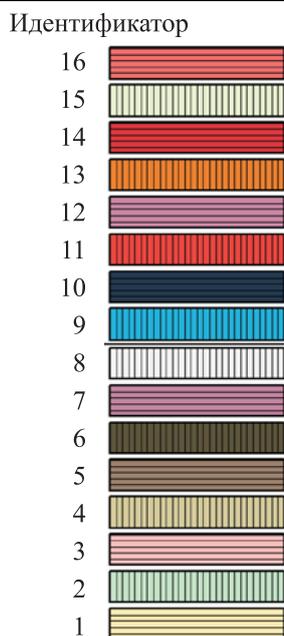


Рис. 4. Укладка пакета слоев исследуемой пластины

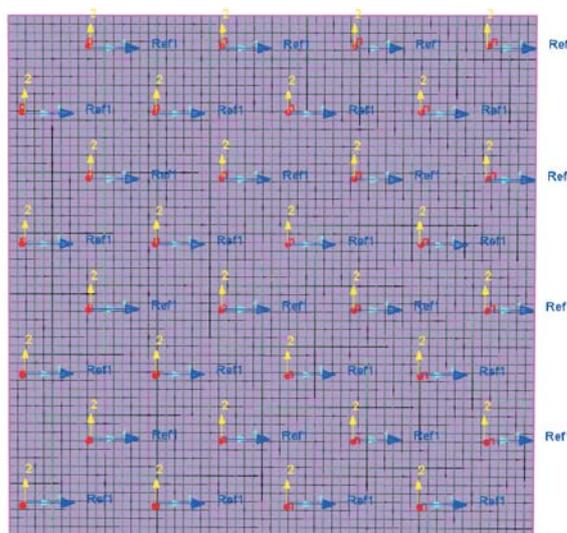


Рис. 5. Укладка композиционного материала, состоящая из 16 слоев

На рис. 4 изображен оптимизируемый пакет слоев с углами укладки 0° (слои 1, 3, 5, 7, 10, 12, 14, 16) и 90° (слои 2, 4, 6, 8, 9, 11, 13, 15). При толщине монослоя 0.125 мм общая толщина пакета составляет 2 мм. Материал всех слоев — ортотропный.

Глобальное отображение направления ориентации слоев показано на рис. 5.

Нагрузки. Напряжение в модели было задано с помощью равномерного распределения на узлы композиционного материала. Края пластины шарнирно оперты: вертикальный прогиб равен нулю. В центре пластины создано жесткое закрепление, ограничивающее перемещения по осям X и Y , а также вращение по оси Z . Величина нагрузки на боковых гранях равна 50 Н/мм. Реализация нагрузок показана на рис. 6.

Для определения поэлементных свойств и укладки, а также для анализа пластины написан скрипт на алгоритмическом языке, позволяющий присвоить каждому конечному элементу свойства пакета. Это важно с точки зрения сокращения трудоемкости, что играет существенную роль при расчете и проектировании панелей больших размеров. В случае если модель состоит из сотен тысяч или даже миллионов элементов, ручное создание пакета слоев для каждого элемента может занять недопустимо большое количество времени.

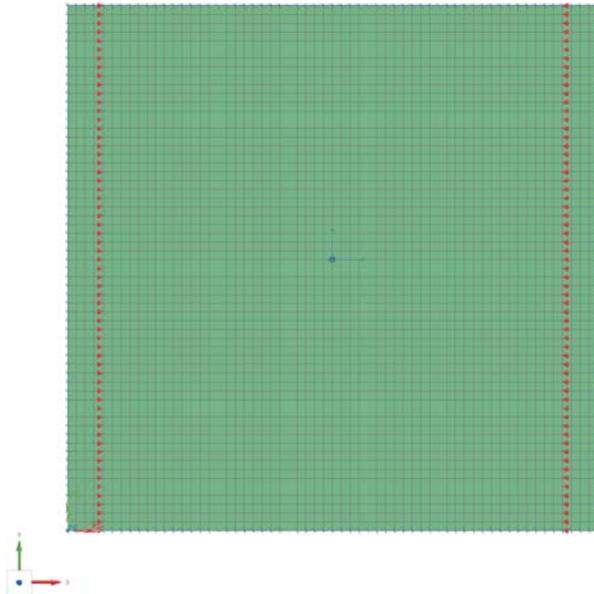


Рис. 6. Реализация нагрузок в конечно-элементной модели

Оптимизация и определение новых углов укладки. Для оптимизации укладки слоев композиционного материала в условиях предотвращения потери устойчивости ключевым этапом является определение новых углов ориентации волокон. Этот процесс базируется на анализе напряженно-деформированного состояния конструкции, полученного методом конечных элементов. Основная цель — совместить направление максимальной жесткости материала с направлением действия главных моментов, что позволяет минимизировать деформации и повысить критическую нагрузку потери устойчивости.

Теоретические основы метода. В основе метода лежит связь между механическими свойствами ортотропного материала и распределением внутренних усилий. Для каждого конечного элемента пластины формируется матрица моментов M , отражающая локальное напряженно-деформированное состояние:

$$M = \begin{pmatrix} M_x & M_{xy} \\ M_{xy} & M_y \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где M_x , M_y — изгибающие моменты, M_{xy} — крутящий момент.

Собственные значения λ_{i1} и λ_{i2} этой матрицы соответствуют главным моментам, а собственные векторы задают направления их действия так, что

$$M \vec{v} = \vec{v} \lambda_i. \quad (2)$$

Угол между собственным вектором и осью X определяет оптимальную ориентацию слоев для сопротивления изгибу.

Математическое обоснование. Собственные значения матрицы M (см. формулу (1)) находят из характеристического уравнения (2). Из него следует система уравнений, коэффициенты которых выражаются через элементы матрицы M и собственные числа λ_i :

$$(M - \lambda_i E) \vec{v} = 0, \quad (3)$$

где E — единичная матрица.

Система однородных линейных уравнений (3) имеет ненулевое решение в том случае, если определитель матрицы коэффициентов равен нулю:

$$\det(M - \lambda_i E) = 0. \quad (4)$$

Наибольшее по модулю собственное значение λ_{\max} соответствует направлению максимального изгибающего момента. Собственный вектор v , ассоциированный с λ_{\max} , вычисляется из системы:

$$(M - \lambda_{\max} E) \vec{v} = 0. \quad (5)$$

Угол α_i между вектором v и осью X определяется через арктангенс отношения компонент вектора:

$$\alpha_i = \operatorname{arctg} \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Этот угол корректирует исходное направление укладки θ_i , формируя новую ориентацию слоя:

$$\theta_n = \theta_i + \alpha_i. \quad (7)$$

Совмещение направления волокон с главными моментами максимизирует эффективный модуль упругости материала в зонах максимальных напряжений. Такой подход, описанный в работах [3, 4], позволяет снизить массу конструкции за счет рационального распределения жесткости. Например, в статье [3] показано, что криволинейная укладка волокон снижает массу крыла на 24 %, сохраняя прочность.

Практическая реализация. Для автоматизации процесса расчета углов создаются скрипты, которые обрабатывают данные метода конечных элементов и генерируют поэлементные свойства. Важно учитывать технологические ограничения, такие как минимальный радиус изгиба волокон при укладке. Валидация метода проводится через сравнение критических нагрузок потери устойчивости для исходной

и оптимизированной конфигураций, а также через анализ распределения напряжений.

Пример применения. В качестве примера рассмотрим один конечный элемент плоской пластины, где

$$M_x = 120 \text{ Н} \cdot \text{мм}, M_y = 80 \text{ Н} \cdot \text{мм}, M_{xy} = 40 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Собственные значения для данного элемента определяются по формуле (4):

$$\lambda_{1,2} = 100 \pm \sqrt{400 + 1600} = 100 \pm 44,7.$$

Отсюда определяется наибольшее по модулю собственное значение:

$$\lambda_{\max} = 144,7 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Составляется собственный вектор для выбранного собственного значения по формуле (5) и определяется угол α_i между вектором v и осью X через арктангенс отношения компонент вектора по формуле (6):

$$\vec{v} = \begin{pmatrix} 1 \\ 1,118 \end{pmatrix}, \alpha_i = \arctg \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \end{pmatrix} = \arctg(1,118) \approx 48^\circ.$$

Если исходный угол укладки монослоя составлял $\theta_i = 0^\circ$, то новый угол укладки в соответствии с формулой (7) будет равен $\theta_n = 48^\circ$. При этом важно провести аналогичные расчеты со всеми конечными элементами пластины, что позволит получить криволинейную укладку для всего пакета.

Заключение. В данной статье предложен алгоритм проектирования панелей из композиционных материалов, направленный на предотвращение потери устойчивости конструкции при эксплуатационных нагрузках.

Разработанный алгоритм позволяет оптимизировать укладку слоев композиционного материала с учетом распределения главных моментов и напряженно-деформированного состояния конструкции. Метод основан на совмещении направления максимальной жесткости материала с направлением действия главных моментов, что способствует повышению критической нагрузки потери устойчивости.

Использование метода конечных элементов обеспечивает точное моделирование напряженно-деформированного состояния панели, что позволяет выявить зоны риска и провести последующую оптимизацию укладки слоев. Результаты расчетов подтверждают эффективность предложенного подхода для минимизации деформаций и повышения устойчивости конструкции.

Практическая реализация алгоритма продемонстрировала возможность значительного снижения массы конструкции при сохранении ее прочностных характеристик.

Метод требует высокой точности моделирования напряженно-деформированного состояния, так как погрешности в определении моментов приводят к некорректным углам. Кроме того, резкие изменения ориентации слоев могут вызывать концентрацию напряжений на стыках элементов. Для устранения этого предлагается использовать сглаживание углов на макроуровне, как описано в работе [7].

Дальнейшие исследования могут быть направлены на интеграцию алгоритма с методами машинного обучения для прогнозирования оптимальных укладок в реальном времени, а также на учет нелинейных эффектов, таких как пластичность матрицы или расслоение слоев.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kumar P., Arya R., Sharma N., Hirwani CH.K., Panda S.K. Curved fiber-reinforced laminated composite panel and variable stiffness influence on eigenfrequency responses: a higher-order FE approach. *Journal of Vibration Engineering and Technologies*, 2023, vol. 5, pp. 2349–2359. DOI: 10.1007/s42417-022-00706-6
- [2] Селюгин С.В. Анализ и проектирование пластин и панелей из композиционных материалов. *Препринт*, 2023. <https://doi.org/10.24108/preprints-3112468>
- [3] Selyugin S. *Analysis of lay-up optimality conditions for buckling optimization of VAT (steered fiber) composite plates*. Center for Open Science, 2020. <https://doi.org/10.31224/osf.io/9n58h>
- [4] Selyugin S. Some approaches to buckling analysis of flexurally anisotropic composite plates, subjected to combined in-plane loading. *Thin-Walled Structures*, 2016. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2015.10.008>
- [5] Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Kennedy G.J., Lyu Zhoujie, Brooks T. *Multidisciplinary Design Optimization of Aircraft Configurations Part 2: High-fidelity aerostructural optimization*. VKI Lecture Series, Brussels, Belgium, May 24, 2016.
- [6] Brooks T.R., Martins J.R.R.A., Kennedy G.J., High-fidelity aerostructural optimization of tow-steered composite wings. *Journal of Fluids and Structures*, 2019, vol. 88, pp. 122–147. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2019.04.005>
- [7] Wang Zhijun, Peeters D., De Breuker R. An aeroelastic optimization framework for manufacturable variable stiffness composite wings including critical gust loads. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2022, vol. 65, p. 290. <https://doi.org/10.1007/s00158-022-03375-x>
- [8] Lopes C., Gurdal Z., Camanho P. Tailoring for strength of composite steered-fibre panels with cutouts. *Composites A*, 2010, vol. 41 (12), pp. 1760–1767. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.08.011>
- [9] Khani A., Ijsselmuiden S., Abdalla M., Gurdal Z. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites B*, 2011, vol. 42 (3), pp. 546–552. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2010.11.005>
- [10] Ijsselmuiden S.T., Abdalla M.M., Gurdal Z. Optimization of variable-stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters. *AIAA J.*, 2010, vol. 48 (1), pp. 134–143. <http://dx.doi.org/10.2514/1.42490>
- [11] Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2015, т. 46, № 2, с. 63–79.

- [12] Dassault Systemes Simulia Corp, *Abaqus User's Manual*. URL: <http://abaqusdocs.eait.uq.edu.au/v6.11/index.html> (дата обращения: 24.03.2025).
- [13] Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В., Сотник Д.Е. *NX Advanced Simulation. Практическое пособие*. Москва, ДМК Пресс, 2014, 112 с.
- [14] Больших А.А. *Методика проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов: Дис. ... канд. техн. наук*. Москва, 2024, 102 с.

Статья поступила в редакцию 05.05.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Толкачев М.А. К вопросу об оптимальном армировании композитных панелей в условиях недопущения потери устойчивости. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 8. EDN NXENMK

Толкачев Михаил Андреевич — инженер 2-й категории Центра композиционных конструкций Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: TolkachevMA@mai.ru

On the issue of the optimal composite panels reinforcement to exclude buckling

© M.A. Tolkachev

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The paper is devoted to establishing an algorithm for optimal design of the composite panels; it is aimed at reducing their weight and strengthening by increasing the critical force of losing structural stability in operation using the curvilinear layer stacking. The paper considers key factors affecting the panel stability. They include the external loads and geometric characteristics. Numerical simulation based on the finite element method (FEM) in combination with approaches from the aircraft structure mechanics is used to establish the critical loads leading to a panel stability loss. In this regard, the paper considers a shell model of the compressed skin panel with the orthotropic stacking using the layer-by-layer simulation approach. The method developed in the paper is based on combining the maximum material stiffness direction with the main moment action direction. It allows raising the critical force in buckling. Besides, the paper provides a review of the existing options in using the curvilinear layer stacking with the design optimization, and describes also their advantages over the traditional reinforcement. Scientific novelty of the research lies in establishing a combined approach that combines FEM, methods for optimizing the composite panels and accounting for the operational limitations in the aviation industry. The algorithm developed within the framework of this approach makes it possible to determine optimal reinforcement of the composite material layers taking into account directions of the main moments and the structure stress-strain state.

Keywords: composite material, buckling, finite element method, stress-strain state, optimization, layer-by-layer simulation of effects, such as matrix plasticity or layer delamination

REFERENCES

- [1] Kumar P., Arya R., Sharma N., Hirwani CH.K., Panda S.K. Curved fiber-reinforced laminated composite panel and variable stiffness influence on eigenfrequency responses: a higher-order FE approach. *Journal of Vibration Engineering and Technologies*, 2023, vol. 5, pp. 2349–2359. DOI: 10.1007/s42417-022-00706-6
- [2] Selyugin S.V. Analiz i proektirovanie plastin i paneley iz kompozitsionnykh materialov [Analysis and design of plates and panels from the composite materials]. *Preprint*, 2023. <https://doi.org/10.24108/preprints-3112468>
- [3] Selyugin S. *Analysis of lay-up optimality conditions for buckling optimization of vat (steered fiber) composite plates*. Center for Open Science, 2020. <https://doi.org/10.31224/osf.io/9n58h>
- [4] Selyugin S. Some approaches to buckling analysis of flexurally anisotropic composite plates, subjected to combined in-plane loading. *Thin-Walled Structures*, 2016. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2015.10.008>
- [5] Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Kennedy G.J., Zhoujie Lyu, Brooks T. *Multidisciplinary Design Optimization of Aircraft Configurations Part 2: High-*

- fidelity aerostructural optimization*. VKI Lecture Series, Brussels, Belgium, May 24, 2016.
- [6] Brooks T.R., Martins J.R.R.A., Kennedy G.J. High-fidelity aerostructural optimization of tow-steered composite wings. *Journal of Fluids and Structures*, 2019, vol. 88, pp. 122–147. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2019.04.005>
- [7] Zhijun Wang, Daniël Peeters, Roeland De Breuker. An aeroelastic optimisation framework for manufacturable variable stiffness composite wings including critical gust loads. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2022, vol. 65, p. 290. <https://doi.org/10.1007/s00158-022-03375-x>
- [8] Lopes C., Gurdal Z., Camanho P. Tailoring for strength of composite steered-fibre panels with cutouts. *Composites A*, 2010, vol. 41 (12), pp. 1760–1767. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.08.011>
- [9] Khani A., Ijsselmuiden S., Abdalla M., Gurdal Z. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites B*, 2011, vol. 42 (3), pp. 546–552. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2010.11.005>
- [10] Ijsselmuiden S.T., Abdalla M.M., Gurdal Z. Optimization of variable-stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters. *AIAA J.*, 2010, vol. 48 (1), pp. 134–143. <http://dx.doi.org/10.2514/1.42490>
- [11] Kasumov E.V. Metodika poiska ratsionalnykh konstruktivnykh parametrov s primeneniem metoda konechnykh elementov [Method of determination of rational design parameters using the finite-element method]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, no. 2, pp. 63–79.
- [12] Dassault Systemes Simulia Corp, Abaqus User's Manual. Available at: <http://abaqusdocs.eait.uq.edu.au/v6.11/index.html> (accessed 24 March 2025).
- [13] Goncharov P.S., Artamonov I.A., Khalitov T.F., Denisikhin S.V., Sotnik D.E. *NX Advanced Simulation. Practical guide*. Moscow, DMK Press Publ., 2014. ISBN 978-5-97060-142-6
- [14] Bolshikh A.A. *Metodika proektirovaniya tolstostennogo kompozitnogo kessonno kryla shirokofyuzelyazhnogo dalnemagistralnogo samoleta s uchetom defektov: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methodology for designing a thick-walled composite wing box of a wide-body long-range aircraft taking into account defects: Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, 2024, 102 p.

Tolkachev M.A., Engineer of the 2nd Category, Moscow Aviation Institute (National Research University), Center of Composite Structures. e-mail: TolkachevMA@mai.ru