

МЕТАЛЛУРГИЯ И МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ

Научная статья
УДК 629.7.024
DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ЖЁСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СЕТЧАТЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ С МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ ОБШИВКАМИ

Андрей Анатольевич Склезнев¹ ✉, Антон Александрович Бабичев²

^{1,2}Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения,
Хотьково, Московская область, Россия

¹skleznev@crism10.ru ✉

²185@bk.ru

Аннотация. Предлагается методика проектировочного расчёта жёсткостных характеристик сетчатых анизотридных конструкций с металлической обшивкой, позволяющая решать задачу оптимального проектирования конструкций такого рода, повышая их весовое совершенство. Приводится сравнение результатов, полученных при помощи аналитического решения с результатами численного эксперимента для модельной задачи.

Ключевые слова: конструкция из композиционного материала, армированный полимерный композиционный материал, осреднённые коэффициенты жёсткости, сетчатая анизотридная структура, металлическая обшивка, тонкостенная силовая оболочка

Для цитирования: Склезнев А.А., Бабичев А.А. К вопросу расчёта жёсткостных характеристик сетчатых композитных конструкций с металлическими обшивками // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 220–227. DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227

METALLURGY AND MATERIAL SCIENCE

Original article

ON STIFFNESS CHARACTERISTICS COMPUTING OF LATTICE COMPOSITE STRUCTURES WITH METAL SHEATHING

Andrei A. Skleznev¹ ✉, Anton A. Babichev²

^{1,2}Central Research Institute of Special Machinery,
Khotkovo, Moscow region, Russia

¹skleznev@crism10.ru ✉

²185@bk.ru

Abstract

The article deals with lattice thin-walled load-bearing shell elements equipped with an external sealed shell and applied in civil aviation as aircraft fuselages. Analysis of the existing experience in lattice composite structures design and application as applied to both spacecraft and atmospheric aircraft is being performed. Composite skin together with composite bearing ribs, ensuring the structure aerodynamic quality and the aircraft internal volume tightness are being employed as a rule in the said structures.

The flight speeds increase, as well as possible shock impacts from objects of various nature, do not only hinder, but also make composite skin of aircraft elements application potentially impossible, whereby the authors propose to apply metal alloy skin in a lattice thin-walled shell structure.

The article proposes a technique for the design stage calculation of stiffness characteristics of lattice anisogrid structures with metal sheathing, which allows solving the problem of optimal design of this kind of structures by increasing their weight perfection. Comparison of the results obtained by analytical solving with those of the numerical experiment is being adduced.

As it follows from the results obtained, the presence of a metal edging does not only serve as a solution for creating a reliable mechanical linkage between the metal sheathing and the composite load-bearing element, but gives some increase in both flexural and membrane stiffness as well. The proposed method for stiffness characteristics determining and its verifying employing the finite element method (FEM) demonstrates the fundamental possibility of designing and calculating composite elements, such as beams, anisogrid plates and shells containing a metal edging or metal sheathing. It can be applied not only in aerospace designs, but also in the field of ground structures developing, as well as shipbuilding.

Keywords: a structure from composite material, reinforced polymer composite material, averaged stiffness coefficients, anisogrid lattice structure, metal sheathing, thin-walled load-bearing shell

For citation: Skleznev A.A., Babichev A.A. On Stiffness Characteristics Computing of Lattice Composite Structures with Metal Sheathing. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 220-227. DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227

Введение

Композитные анизогридные сетчатые силовые конструкции активно применяются в настоящее время в серийной ракетной технике не только в России [1–4], но и за рубежом [5–8]. Это можно видеть по значительно возросшему количеству публикаций по данной тематике в последнее время, что подтверждает актуальность настоящей тематики. Вместе с тем, новизной в применении сетчатых анизогридных оболочечных конструкций является их применение в авиастроительстве в качестве основных силовых элементов самолётов гражданской авиации, таких как фюзеляж, крыло, оперение.

Нарабатывается опыт проектирования и применения сетчатых композитных конструкций применительно к атмосферным летательным аппаратам (ЛА) [9–14]. В указанных конструкциях, как правило, вместе с композитными силовыми рёбрами применяется композитная обшивка, обеспечивающая аэродинамическое каче-

ство конструкции и герметичность внутреннего объёма летательного аппарата.

Развитие аэрокосмической техники ставит задачи обеспечения скоростей полёта, превышающих скорости звука – задачи создания эффективных по массе и надёжных в использовании сверхзвуковых пилотируемых и беспилотных ЛА. Однако при сверхзвуковых скоростях около M 1,0–1,5 набегающий поток воздуха нагревает аэродинамические поверхности за счёт торможения воздушного потока до температур 250–420 °С [15] в зависимости от скорости и высоты полёта ЛА. Такие температуры не только затрудняют, но и делают потенциально невозможным использование композитной обшивки элементов ЛА, так как максимальные температуры, которые может воспринимать композит на основе, например, углеродного волокна и эпоксидных смол, при нагружении на сжатие не превышают 120 °С без использования термозащитных покрытий. Наличие же защитного термобарьера эффективно

лишь при кратковременном нагреве, так как в случае длительного времени температурного воздействия его эффект будет исчезать.

Одним из возможных вариантов решения проблемы высокой температуры на границе воздушная среда – обшивка является применение обшивки, выполненной из металлических сплавов [16].

Применение металлической обшивки на композитном силовом наборе, как ожидается, вызовет ряд нерешённых на данный момент проблем: вопросы адгезии композита с металлом, вопросы значительного различия коэффициентов термического расширения металлов и композитов, отсутствие методики проектирования и расчёта такого рода конструкций. Предполагается, что использование металлической окантовки композитных элементов (рис. 1 и 2) позволит преодолеть ряд проблем, связанных с технологичностью изготовления такого рода конструкций, а также с адгезией между металлической обшивкой и композитным силовым элементом.

Так, при использовании металлических пазов, образующих на оправке траектории для намотки будущих рёбер сетчатой структуры (рис. 3 и 4), можно отказаться от использования традицион-

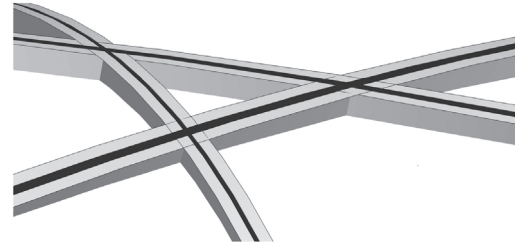


Рис. 3. Фрагмент сетчатой анизотридной структуры, намотанной в металлические пазы на оправке

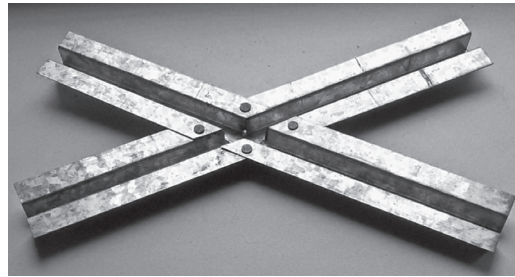


Рис. 4. Фрагмент металлического паза для намотки спиральных рёбер

ных эластичных подложек и создать металлическую окантовку для композитных рёбер с поверхностями для монтажа металлической же обшивки традиционными методами – клёпкой, сваркой или болтовым соединением.

Использование металлической окантовки рёбер позволит снизить трудоёмкость изготовления технологической оснастки при создании анизотридных структур – исключив проектирование и изготовление металлоёмких пресс-форм для прессования эластичных подложек, традиционно формирующих рёбра сетки; снизится также безвозвратный расход материала одноразовых подложек. В свою очередь, изготовление тонкостенных металлических пазов может быть в значительной степени автоматизировано, а методика их крепления при размещении на цилиндрической или конической оправках не вызывает вопросов.

Вместе с тем, описанная выше конструкция, состоящая из значительно различающихся по своей природе материалов и являющаяся к тому же трёхмерно-армированной, в настоящий момент не имеет разработанной и апробированной расчётной модели, которая подходила бы как для оценки прочности этой конструкции, так и для её оптимального проектирования.

Несмотря на то, что уже достаточно качественно развиты методы оптимального проектирования несущих тонкостенных оболочек, в том числе анизотридных или сетчатых [17–22], апробированной методики оптимального проекти-

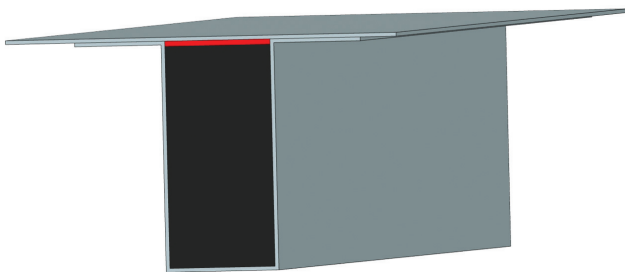


Рис. 1. Силовой элемент из композиционного материала с металлической окантовкой и металлической обшивкой

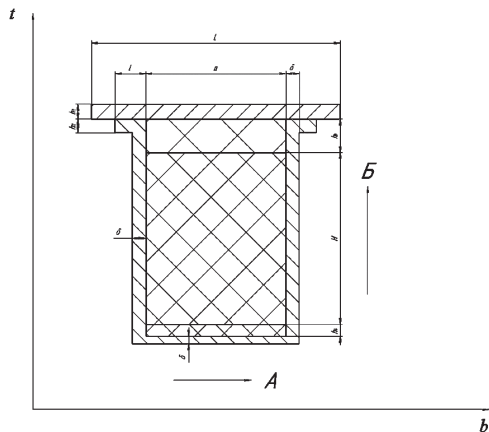


Рис. 2. Геометрические параметры сечения композитного силового элемента с металлической окантовкой и обшивкой

рования сетчатых конструкций, снабжённых металлическими обшивками, сегодня нет.

Для целей проектирования, в том числе оптимального, и расчёта рассматриваемой конструкции необходимо определить эффективные жёсткости предлагаемой конструкции, такие как мембранная, или осевая жёсткость и изгибная жёсткость.

Особенность расчёта данного вида конструктивных элементов заключается в том, что слоистый характер элемента проявляется не только по высоте сечения для ребра и пластины, но и в направлении, ему ортогональном (рис. 2 и 5). То есть мы имеем трёхмерно (3D)-армированный композитный слоистый пакет, или другими словами – трёхмерную систему слоистого армирования композитного элемента.

Направления А и Б, показанные на рис. 2, являются направлениями армирования в плоскости сечения.

Уравнения для определения обобщённых жёсткостей конструкции, таким образом, можно представить в виде:

$$I_{mn}^{(k)} = \frac{1}{k+1} \sum_{i=1}^n \left(\bar{E}_i (t_i^{k+1} - t_{i-1}^{k+1}) \right), \quad (1)$$

где n – количество слоёв в пакете; \bar{E}_i – осреднённый модуль слоя; t_i, t_{i-1} – координаты верхней и нижней границ слоя.

При этом необходимо учитывать, что осреднённые модули слоя для квазислоёв также представляют собой уравнения вида (1), но только в поворнутой на 90° системе координат:

$$I_{mn}^{(0)} = \sum_{j=1}^l \left(\bar{E}_j (b_j - b_{j-1}) \right). \quad (2)$$

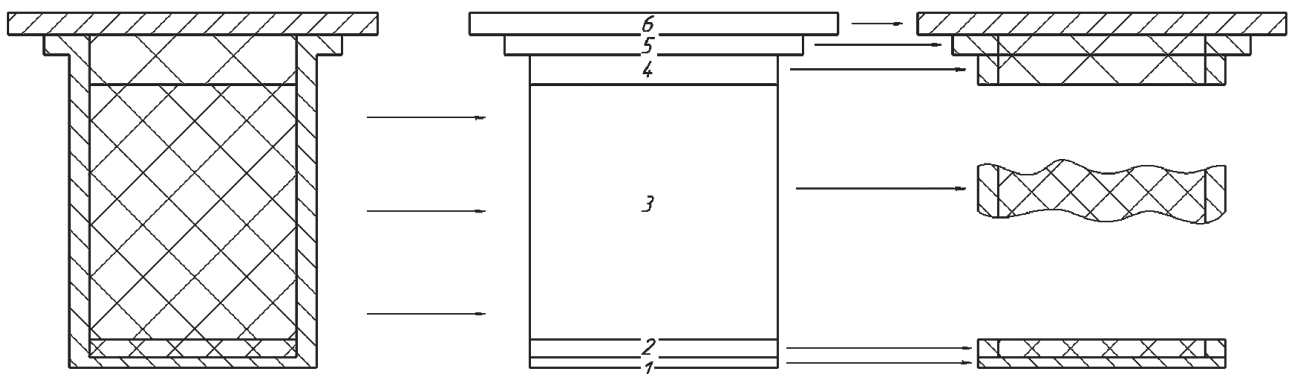


Рис. 5. Переход к квазиоднородному материалу с осреднёнными физико-механическими характеристиками

Таким образом, в итоге имеем

$$I_{mn}^{(k)} = \frac{1}{k+1} \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^l \left(\bar{E}_j (b_j - b_{j-1}) \right) (t_i^{k+1} - t_{i-1}^{k+1}) \right), \quad (3)$$

где b_j, b_{j-1} – координаты границ слоёв для вычисления характеристик каждого квазислоя.

Жёсткости слоистых композитов, подкреплённых по внешнему контуру сечения и имеющих обшивки, могут быть определены при помощи уравнений (3). Так, имеем:

$$\begin{aligned} B_{mn} &= I_{mn}^{(0)}, \quad C_{mn} = I_{mn}^{(1)} - e I_{mn}^{(0)}, \\ D_{mn} &= I_{mn}^{(2)} - e I_{mn}^{(1)} + e^2 I_{mn}^{(0)}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $mn = 11, 12, 22, 14, 24$ и 44 ; B_{mn} – мембранные жёсткости; C_{mn} – смешанные жёсткости; D_{mn} – изгибные жёсткости; e – положение ней-

тральной оси слоистого пакета, $e = \frac{I_{11}^{(1)}}{I_{11}^{(0)}}$.

Таким образом, выражение для определения изгибной жёсткости преобразуется к виду:

$$D_{mn} = I_{mn}^{(2)} - \frac{\left(I_{mn}^{(1)} \right)^2}{I_{mn}^{(0)}}. \quad (5)$$

В качестве примера расчёта и работоспособности предлагаемой методики рассмотрим балку, изготовленную из однонаправленного композиционного материала и имеющую металлическую окантовку по всей наружной поверхности. Сечение рассматриваемой балки показано на рис. 6. Геометрическими размерами, однозначно определяющими данный элемент конструкции, являются: H, a, δ . Толщина окантовки по всему периметру сечения одинакова.

Введем безразмерные координаты, отнеся все геометрические размеры к ширине ребра a ,

$$\bar{a} = \frac{a}{a}, \bar{H} = \frac{H}{a}, \bar{\delta} = \frac{\delta}{a},$$

и перейдём к квазислоистому ламинату, состоящему из трёх слоёв.

В силу симметричности пакета коэффициенты смешанных жёсткостей для рассматриваемого варианта конструкции равны 0. Тогда можем записать выражения для определения мембранной и изгибной жёсткостей в виде:

$$\begin{aligned} B &= \psi E_{\text{окантовки}}; \\ D &= \chi E_{\text{окантовки}}. \end{aligned} \tag{6}$$

Здесь

$$\begin{aligned} \psi &= \frac{\lambda + 2\bar{\delta} \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right)}{2 \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right) \left(\bar{\delta} + \frac{\bar{H}}{2} \right) (1 - \nu^2)}; \\ \lambda &= \bar{H} \left[1 + \frac{\xi (1 - \nu^2)}{2 \left(1 - \mu_{12}^2 \frac{E_1 \text{ ребра}}{E_2 \text{ ребра}} \right)} \right]; \\ \chi &= \left[4 \left(\bar{H}^2 \lambda + \left(8 \left(\bar{\delta} + \frac{\bar{H}}{2} \right)^3 - \bar{H}^3 \right) \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right) \right) - \right. \\ &\quad \left. - 3 \frac{\left(\bar{H} \lambda + 4 \left(\bar{\delta}^2 + \bar{\delta} \bar{H} \right) \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right) \right)^2}{\left(\lambda + 2\bar{\delta} \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right) \right)} \right] \times \\ &\quad \times \left[96 \left(\bar{\delta} + \frac{1}{2} \right) \left(\bar{\delta} + \frac{\bar{H}}{2} \right)^3 (1 - \nu^2) \right]^{-1}. \end{aligned} \tag{7}$$

Здесь ν – коэффициент Пуассона металлической окантовки; отношение E_1/E_2 – безразмерная величина; $\xi = E_1 \text{ ребра} / E_{\text{окантовки}}$; μ_{12} – коэффициент Пуассона материала композитного ребра.

Для проведения расчёта примем следующие характеристики материалов:

$$E_1 = 170 \text{ ГПа}, E_2 = 6.7 \text{ ГПа}, \mu_{12} = 0.782 \cdot 10^{-2},$$

$$E_{\text{окантовки}} = 220 \text{ ГПа}, \rho_{\text{ребра}} = 1550 \text{ кг/м}^3,$$

$$\rho_{\text{окантовки}} = 7800 \text{ кг/м}^3, \nu = 0.3.$$

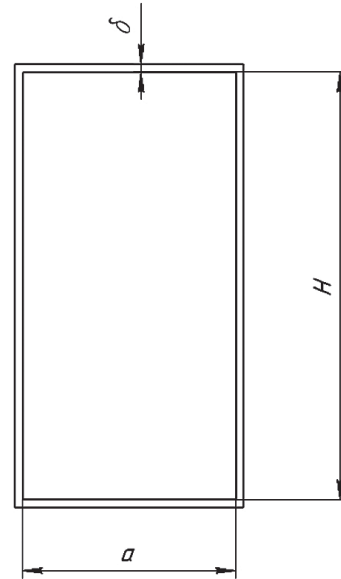


Рис. 6. Сечение однонаправленного ребра с металлической окантовкой

Масса сечения элемента может быть определена при помощи выражения:

$$M = a \cdot H \cdot \rho_{\text{ребра}} + 2(a + H)\delta \rho_{\text{окантовки}}.$$

На рис. 7 представлена зависимость изгибной и мембранной жёсткостей, а также погонной массы сечения рассматриваемого элемента от $\bar{\delta}$ при $H = 2a$.

Для проверки правильности проделанного вывода уравнений была создана конечно-элементная модель (КЭМ), показанная на рис. 8. Результаты вычислений прогиба балки при помощи уравнения (5) и КЭМ представлены в таблице.

Как следует из полученных результатов, наличие металлической окантовки не только служит решением для создания надёжной механической связи между металлической обшивкой и композитным силовым элементом, но и даёт некоторый прирост изгибной и мембранной жёсткости величиной около 3.6–3.78% соответственно.

Кроме этого, при помощи соотношений (5) можно построить расчётные модели для конст-

Результаты вычислений

| | Аналитическое решение, мм | КЭМ, мм | Погрешность вычислений, % |
|----------------------|---------------------------|--------------------|---------------------------|
| Прогиб балки | 1.099 | 1.086 | 1.18 |
| Мембранная жёсткость | $4,903 \cdot 10^7$ | $4,896 \cdot 10^7$ | 0.2 |

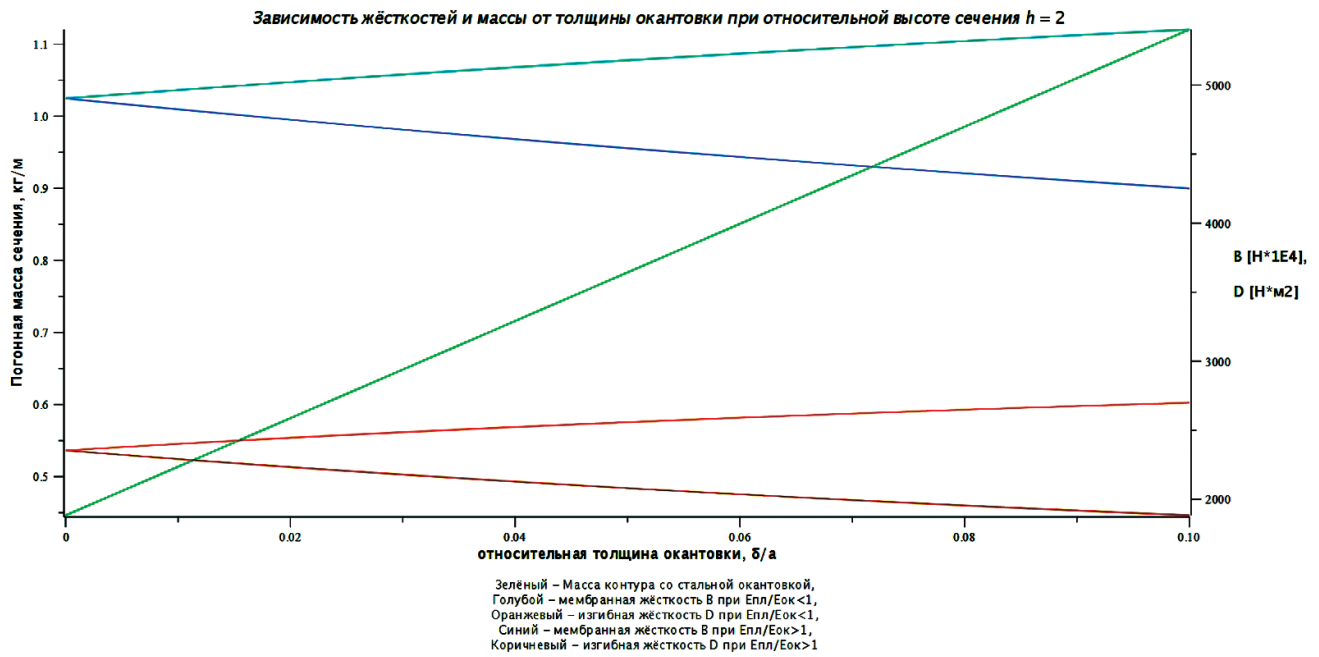


Рис. 7. Зависимость изгибной и мембранной жёсткостей, а также погонной массы сечения рассматриваемого элемента от $\bar{\delta}$ при $H = 2a$

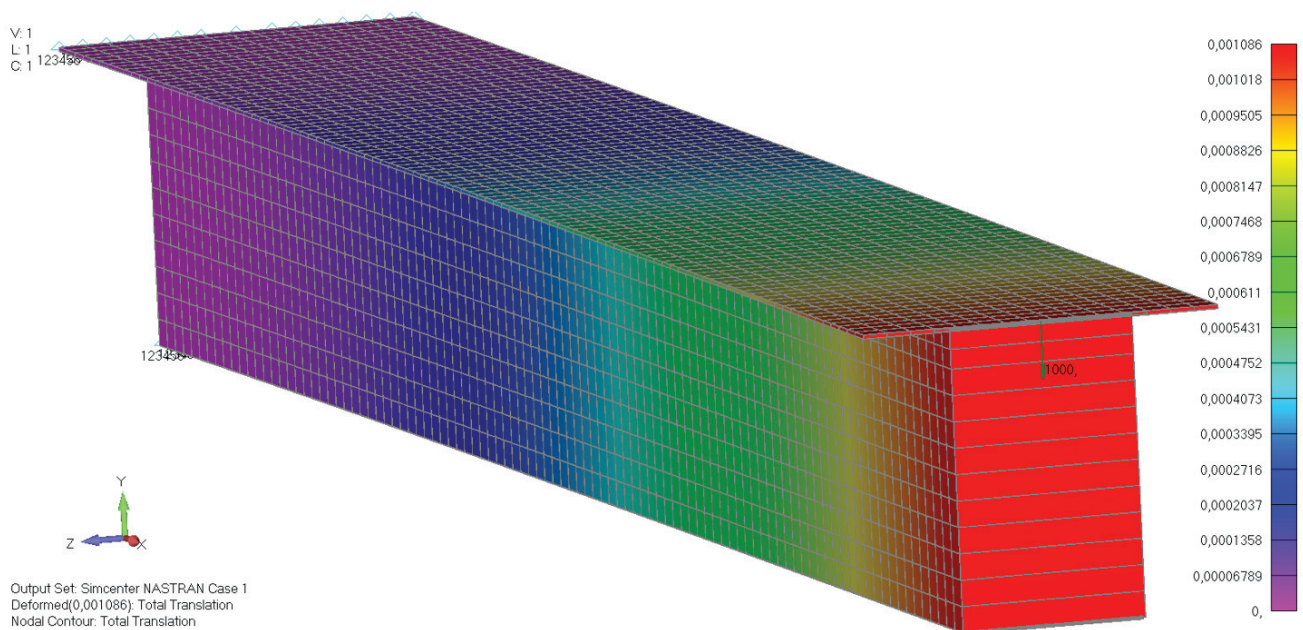


Рис. 8. Конечно-элементная модель композитной балки с металлической окантовкой и обшивкой

руктивно-силовых схем из полимерных композиционных материалов с применением металлических обшивок, а также эффективно решать задачи оптимального проектирования конструкций такого рода.

Выводы

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что представленная методика определения жёсткостных характеристик и

её верификация при помощи метода конечных элементов (МКЭ) показывает принципиальную возможность проектирования и расчёта композитных элементов: балок, анизотропных пластин и оболочек, содержащих металлическую окантовку или металлическую обшивку.

Приведённая методика проектирования силовой конструкции фюзеляжа ЛА с металлической обшивкой с определением эффективных жёсткостей конструкции позволит улучшить эксплуата-

ционные характеристики летательных аппаратов и повысить их весовую эффективность.

Предлагаемая методика может быть применена не только в конструкциях аэрокосмической техники, но и в отрасли строительства наземных сооружений, а также в кораблестроении.

Список источников

1. *Бокучава П.Н., Евстафьев В.А., Бабук В.А.* Численное исследование влияния расположения кольцевых рёбер на массу композитной сетчатой цилиндрической оболочки // Конструкции из композиционных материалов. 2020. № 1(157). С. 3-5.
2. *Разин А.Ф., Слитков М.Н., Гаращенко А.Н.* Метод моделирования теплового состояния отсеков из сетчатых композитных оболочек для изделий ракетно-космической техники // Вопросы оборонной техники. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. 2018. №2 (189). С. 28- 34.
3. *Азаров А.В., Разин А.Ф.* Континуальная модель сетчатой композитной структуры // Механика композиционных материалов и конструкций. 2020. Т. 26. № 2. С. 269- 281. DOI: 10.33113/mkkmk.gas.2020.26.02.269_281.09
4. *Коробейников А.Г., Барынин А.В., Жгуттов А.В.* Оптимизация технологии намотки сетчатых оболочек с использованием многослойных раскладывающих устройств // Вопросы оборонной техники. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. 2018. № 2(189). С. 17-21.
5. *Sorrentino L., Marchetti M., Bellini C.* et al. Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results // Composite Structures. 2016. Vol. 143, pp. 189-201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043
6. *Ehsani A., Rezaeepazhand J., Attaran I.* Fabrication of Laminated Composite Grid Structures Using VIP // Fibers Polymers. 2019. Vol. 20, pp. 1909–1917. DOI: 10.1007/s12221-019-1205-x
7. *Ding B., Liu J., Huang Z.* et al. Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method // Journal of Building Engineering. 2020. Vol. 32, 101674. DOI: 10.1016/j.jobe.2020.101674
8. *Giusto G., Totaro G., Spena P.* et al. Composite grid structure technology for space applications // Materials today: proceedings. 2021. Vol. 34. Part 1, pp. 332-340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754
9. *Васильев В.В., Разин А.Ф.* Перспективы применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 11-12. С. 3-12.
10. *Маскайкин В.А., Махров В.П.* Исследование теплопроводности многослойной теплоизоляционной обшивки летательных аппаратов в условии полета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 118-130. DOI: 10.34759/vst-2021-4-118-130
11. *Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И., Марковцев В.А., Шаныгин А.Н.* Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 78-91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
12. *Toh W., Yap Y.L., Koneru R.* et al. An investigation on internal lightweight load bearing structures // International Journal of Computational Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 07. No. 04: 1850025. DOI: 10.1142/S2047684118500252
13. *Liu F., Feng R.-Q., Tsavdaridis K.D., Yan G.* Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity // Engineering Structures. 2020. Vol. 204: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910
14. *Лю Л., Шу Ц., Бао Х.* Металлокомпозитное соединение и его механические характеристики // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 220-227.
15. *Цихош Э.* Сверхзвуковые самолёты: Справочное руководство / Пер. с польск. к.т.н. Л.В. Левицкого, Л.Л. Теперина и к.э.н. Ю.А. Иванова. — М.: Мир, 1983. — 432 с.
16. *Склезнев А.А., Васильев В.В., Разин А.Ф., Салов В.А.* Несущая сетчатая оболочка из композиционных материалов с металлической обшивкой и способ её изготовления. Патент RU 2765630 С1. Бюл. №4, 01.02.2022.
17. *Vasiliev V.V., Morozov E.V.* Advanced mechanics of composite materials and structures. - Fourth edition. — Elsevier, USA, 2018. — 856 p.
18. *Francisco M.B., Pereira J.L.J., Oliver G.A.* et al. Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel // Computers & Structures. 2021. Vol. 249: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508
19. *Babkov A.V., Dekhtyar A.S.* Load carrying capacity of cylindrical shells // Dorogi i mosti [Roads and bridges]. 2020. No. 21, pp. 146-153. [in Ukrainian].
20. *Liu F., Feng R., Tsavdaridis K.D., Yan G.* Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity // Engineering Structures. 2020. Vol. 204: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910
21. *Кривошапко С.Н.* Оптимальные оболочки вращения и основные критерии оптимальности // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2019. Т. 15. № 3. С. 201-209. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-3-201-209
22. *Li Z.Y., Gan H.* Optimal Design of Space Grid Structure // International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (28–29 November 2015; Guangzhou, China), pp. 41-45. DOI: 10.2991/icahe-15.2015.8

References

1. Bokuchava P.N., Evstaf'ev V.A., Babuk V.A. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov*, 2020, no. 1(157), pp. 3-5.
2. Razin A.F., Slitkov M.N., Garashchenko A.N. *Voprosy oboronnoi tekhniki. Kompozitsionnye nemetallicheskie materialy v mashinostroenii*, 2018, no. 2(189), pp. 28-34.
3. Azarov A.V., Razin A.F. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktsii*, 2020, vol. 26, no. 2, pp. 269-281. DOI: 10.33113/mkmk.ras.2020.26.02.269_281.09
4. Korobeinikov A.G., Barynin A.V., Zhgutov A.V. *Voprosy oboronnoi tekhniki. Kompozitsionnye nemetallicheskie materialy v mashinostroenii*, 2018, no. 2(189), pp. 17-21.
5. Sorrentino L., Marchetti M., Bellini C. et al. Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results. *Composite Structures*, 2016, vol. 143, pp. 189-201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043
6. Ehsani A., Rezaeepazhand J., Attaran I. Fabrication of Laminated Composite Grid Structures Using VIP. *Fibers Polymers*, 2019, vol. 20, pp. 1909-1917. DOI: 10.1007/s12221-019-1205-x
7. Ding B., Liu J., Huang Z. et al. Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method. *Journal of Building Engineering*, 2020, vol. 32, 101674. DOI: 10.1016/j.jobbe.2020.101674
8. Giusto G., Totaro G., Spina P. et al. Composite grid structure technology for space applications. *Materials today: proceedings*, 2021, vol. 34, Part 1, pp. 332-340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754
9. Vasil'ev V.V., Razin A.F. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2016, no. 11-12, pp. 3-12.
10. Maskaykin V.A., Makhrov V.P. Thermal conductivity research of the aircraft heat-insulating skin under flight conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 118-130. DOI: 10.34759/vst-2021-4-118-130
11. Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I., Markovtsev V.A., Shanygin A.N. Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 78-91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
12. Toh W., Yap Y.L., Koneru R. et al. An investigation on internal lightweight load bearing structures. *International Journal of Computational Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 07, no. 04: 1850025. DOI: 10.1142/S2047684118500252
13. Liu F., Feng R.-Q., Tsavdaridis K.D., Yan G. Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity. *Engineering Structures*, 2020, vol. 204: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910
14. Liu L., Shi J., Bao H. A metal-composite joint and its mechanical performance. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 220-227.
15. Cichosz E. *Rozwój samolotów naddźwiękowych*. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności Warszawa, 1980.
16. Skleznev A.A., Vasil'ev V.V., Razin A.F., Salov V.A. *Patent RU 2765630 S1*, 01.02.2022.
17. Vasiliev V.V., Morozov E.V. *Advanced mechanics of composite materials and structures*. Fourth edition. Elsevier, USA, 2018, 856 p.
18. Francisco M.B., Pereira J.L.J., Oliver G.A. et al. Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel. *Computers & Structures*, 2021, vol. 249: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508
19. Babkov A.V., Dekhtyar A.S. Load carrying capacity of cylindrical shells. *Dorogi i mosti [Roads and bridges]*, 2020, no. 21, pp. 146-153. [in Ukrainian].
20. Liu F., Feng R., Tsavdaridis K.D., Yan G. Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity. *Engineering Structures*, 2020, vol. 204: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910
21. Krivoshapko S.N. Optimal shells of revolution and main optimizations. *Structural mechanics of engineering constructions and buildings*, 2019, vol. 15, no. 3, pp. 201-209. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-3-201-209
22. Li Z.Y., Gan H. Optimal Design of Space Grid Structure. *International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (28-29 November 2015; Guangzhou, China)*, pp. 41-45. DOI: 10.2991/icahe-15.2015.8

Статья поступила в редакцию 11.03.2022; одобрена после рецензирования 17.03.2022; принята к публикации 18.03.2022.

The article was submitted on 11.03.2022; approved after reviewing on 17.03.2022; accepted for publication on 18.03.2022.