

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ СЖАТИИ X-ОБРАЗНОГО И ПИРАМИДАЛЬНОГО ФЕРМЕННЫХ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ

Мусави Сафави С.М.^{*}, Гарипов Л.А.^{**}, Ключев С.В.^{***}, Юсупов И.Р.^{****}

*Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ),
ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия*

^{} e-mail: sm.mousavi.s@gmail.com*

*^{**} e-mail: lingar777@mail.ru*

*^{***} e-mail: 11sergey93@mail.ru*

*^{****} e-mail: xminusx@mail.ru*

Статья поступила в редакцию: 23.03.2021

В настоящее время в поисках многофункциональных заполнителей трёхслойных конструкций авиакосмического назначения разработано большое разнообразие пространственно-ферменных структур, в том числе пирамидальных и X-образных ферменных заполнителей. В данной работе механические характеристики при сжатии X-образных и пирамидальных ферменных заполнителей сравниваются аналитическим и экспериментальным способами. Результаты проведённых экспериментов хорошо согласуются с результатами расчетов. Полученные результаты показывают, что при одинаковых относительных плотностях заполнителей и одинаковых углах наклона стержней заполнителей обобщённое критическое напряжение при сжатии X-образного ферменного заполнителя не меньше обобщённого критического напряжения при сжатии пирамидального ферменного заполнителя, однако при вышеуказанных условиях их обобщённые жёсткости при сжатии всегда одинаковые.

Ключевые слова: относительная плотность заполнителя, X-образный заполнитель, пирамидальный заполнитель, обобщённая жёсткость при сжатии, обобщённое критическое напряжение при сжатии.

Введение

В последнее время разработано множество разнообразных ферменных структур в попытках создания высокопрочных и лёгких заполнителей трёхслойных конструкций в авиаракетостроении, а также multifunctionальных конструкций [1–7]. Типичными топологиями ферменных заполнителей являются пирамидальная [8–11], X-образная [4], тетраэдральная [12], которые обладают превосходными прочностными характеристиками [3, 4, 9, 12, 13]. Методы расчетов и оптимизации механических характеристик этих типичных ферменных заполнителей были рассмотрены во многих научных исследованиях. Доказано, что они имеют лучшие характеристики, чем полнометаллические конструкции, однако очень мало исследований, в которых механические характеристики этих заполнителей сравниваются между собой, что в данный момент актуально [14–16]. В статье срав-

ниваются механические характеристики при сжатии X-образного и пирамидального ферменных заполнителей. А так как конструкции, используемые в авиастроении, должны быть легкими, результаты данного исследования помогут нам выбрать наиболее оптимальную схему построения заполнителя из двух представленных.

Аналитическое сравнение

Для определения обобщённого критического напряжения и жесткости при сжатии ферменных заполнителей рассчитываются условные деформации элементарной ячейки ферменного заполнителя под действием сил σ_{33} (рис. 1).

Значения обобщённого критического напряжения и жёсткости при сжатии пирамидального и X-образного заполнителей определяются следующими выражениями [4, 8]:

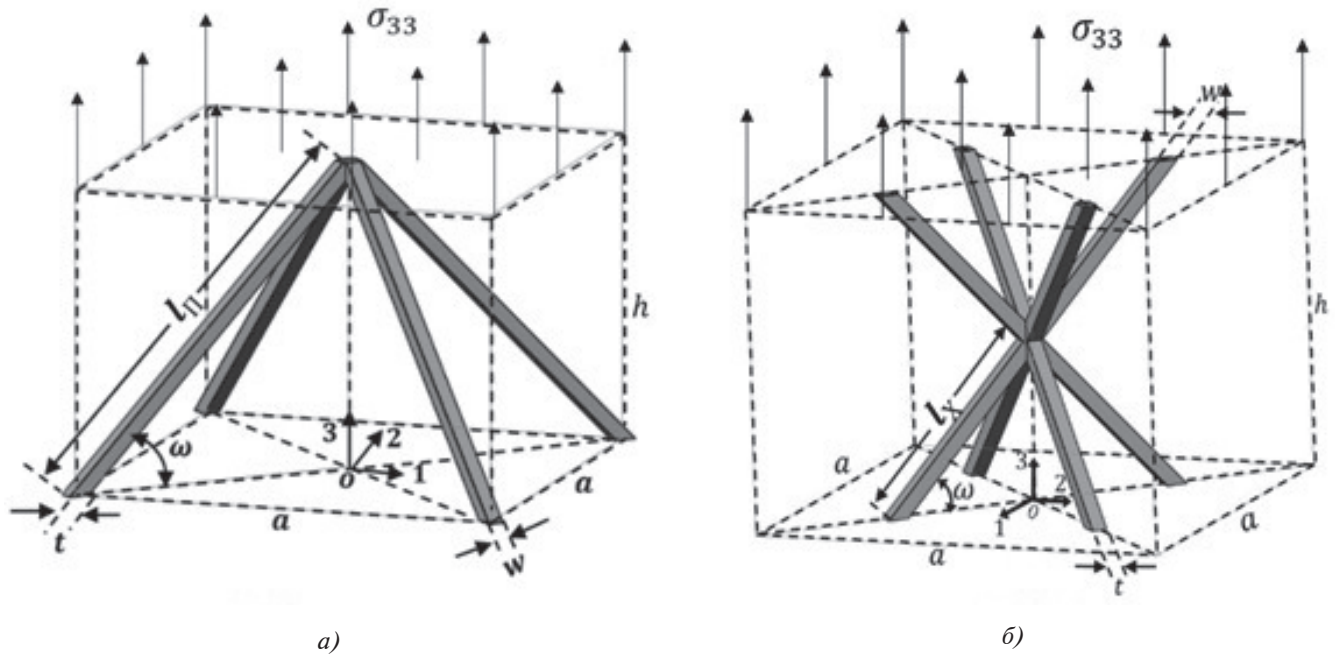


Рис. 1. Элементарная ячейка: а — пирамидального заполнителя; б — Х-образного заполнителя

$$\sigma_{33_{кр_x}} = \min(\sigma_y, \sigma_{кр_x}) \bar{\rho} \sin^2 \omega; \quad (1)$$

$$E_{33_x} = E \bar{\rho} \sin^4 \omega; \quad (2)$$

$$\sigma_{33_{кр_п}} = \min(\sigma_y, \sigma_{кр_п}) \bar{\rho} \sin^2 \omega; \quad (3)$$

$$E_{33_п} = E \bar{\rho} \sin^4 \omega, \quad (4)$$

где $\sigma_{33_{кр_x}}$ — обобщённое критическое напряжение Х-образного заполнителя при сжатии; $\sigma_{33_{кр_п}}$ — обобщённое критическое напряжение пирамидального заполнителя при сжатии; E_{33_x} — жёсткость Х-образного заполнителя при сжатии; $E_{33_п}$ — жёсткость пирамидального заполнителя при сжатии; $\sigma_{кр_x}$ — критическое напряжение стержней Х-образного заполнителя при сжатии; $\sigma_{кр_п}$ — критическое напряжение стержней пирамидального заполнителя при сжатии; E — модуль упругости материала заполнителя; σ_y — предел упругости материала заполнителя; $\sigma_{кр}$ — критическое напряжение стержней заполнителя при сжатии; $\bar{\rho}$ — относительная плотность элементарной ячей-

ки заполнителя; ω — угол наклона стержней заполнителя.

Для Х-образного и пирамидального заполнителей со стержнями прямоугольного сечения (рис. 1) относительная плотность и критическое напряжение стержней заполнителя определяются следующими выражениями:

$$\bar{\rho}_x = \frac{1}{\cos(\omega) \sin(2\omega)} \left(\frac{t_x w_x}{l_x^2} \right); \quad (5)$$

$$\sigma_{кр_x} = \frac{k \pi^2 E}{12} \left(\frac{t_x w_x}{\alpha_x l_x^2} \right); \quad (6)$$

$$\bar{\rho}_п = \frac{4}{\cos(\omega) \sin(2\omega)} \left(\frac{t_п w_п}{l_п^2} \right); \quad (7)$$

$$\sigma_{кр_п} = \frac{k \pi^2 E}{12} \left(\frac{t_п w_п}{\alpha_п l_п^2} \right), \quad (8)$$

где $\bar{\rho}_x$ — относительная плотность Х-образного заполнителя; $\bar{\rho}_п$ — относительная плотность пирамидального заполнителя; α_x — отношение толщины стержней к ширине стержней Х-образного заполнителя; $\alpha_п$ — отношение толщины стержней к ширине стержней пирамидального заполнителя; t_x — толщина стержней Х-образного заполнителя; w_x — ширина стержней Х-образного

заполнителя; l_x — длина стержней X-образного заполнителя; t_π — толщина стержней пирамидального заполнителя; w_π — ширина стержней пирамидального заполнителя; l_π — длина стержней пирамидального заполнителя; k — коэффициент эффективной длины стержней (для шарнирного соединения $k = 1$).

Из формул (2) и (4) очевидно, что при одинаковых относительных плотностях заполнителей и одинаковых углах наклона стержней заполнителей обобщённые жёсткости на сжатие пирамидального и X-образного заполнителей всегда одинаковы:

$$E_{33_x} = E_{33_\pi} \tag{9}$$

Далее сравним обобщённые критические напряжения при сжатии рассматриваемых заполнителей. При одинаковых относительных плотностях из формул (5) и (7) следует:

$$\frac{t_x w_x}{l_x^2} = 4 \frac{t_\pi w_\pi}{l_\pi^2} \tag{10}$$

Из формул (6)—(8) можно получить следующее выражение:

$$\sigma_{кр_x} = 4 \left(\frac{\alpha_x}{\alpha_\pi} \right) \sigma_{кр_\pi} \tag{11}$$

Если у пирамидального и X-образного заполнителей сечения стержней подобны, то получается:

$$\sigma_{кр_x} = 4\sigma_{кр_\pi} \tag{12}$$

После подстановки формулы (12) в формулы (1) и (3) получим:

Случай № 1. Если $\sigma_y \leq \sigma_{кр_\pi}$, оба заполнителя разрушаются из-за достижения напряжений в

стержнях, равных значению предела упругости материала стержней:

$$\sigma_{33_{кр_x}} = \sigma_{33_{кр_\pi}} = \sigma_y \bar{\rho} \sin^2 \omega \tag{13}$$

Случай № 2. Если $\sigma_{кр_\pi} < \sigma_y < 4\sigma_{кр_\pi}$, пирамидальный заполнитель разрушается из-за потери устойчивости стержней, а X-образный заполнитель разрушается из-за достижения напряжений в его стержнях, равных значению предела упругости материала стержней. Таким образом, X-образный заполнитель может воспринимать большую нагрузку по сравнению с пирамидальным заполнителем, но не более чем в четыре раза:

$$\begin{aligned} \sigma_{33_{кр_\pi}} &= \sigma_{кр_\pi} \bar{\rho} \sin^2 \omega; \\ \sigma_{33_{кр_x}} &= \sigma_y \bar{\rho} \sin^2 \omega; \end{aligned} \tag{14}$$

$$\sigma_{33_{кр_\pi}} < \sigma_{33_{кр_x}} < 4\sigma_{33_{кр_\pi}}$$

Случай № 3. Если $4\sigma_{кр_\pi} \leq \sigma_y$, оба заполнителя разрушаются из-за потери устойчивости стержней. Таким образом, X-образный заполнитель может воспринимать нагрузку в четыре раза большую, чем пирамидальный заполнитель:

$$\begin{aligned} \sigma_{33_{кр_\pi}} &= \sigma_{кр_\pi} \bar{\rho} \sin^2 \omega; \\ \sigma_{33_{кр_x}} &= 4\sigma_{33_{кр_\pi}} \end{aligned}$$

В качестве примера определения жёсткости и критического напряжения при сжатии пирамидального и X-образного заполнителей рассмотрим заполнители с параметрами, приведенными в табл. 1.

Таблица 1

Параметры заполнителей

Вид заполнителя	h , мм	t , мм	w , мм	ω , градусы	l , мм	σ_y , МПа	E , ГПа	$\bar{\rho}$	$\sigma_{кр}$, МПа
X-образный	20	1	2	45	$10\sqrt{2}$	300	70	$\frac{\sqrt{2}}{100}$	296
Пирамидальный	20	1	2	45	$20\sqrt{2}$	300	70	$\frac{\sqrt{2}}{100}$	74

В табл. 1 значения $\bar{\rho}$ и $\sigma_{кр}$ были рассчитаны по формулам (5)—(8). Из таблицы видно, что $\sigma_{крп} < \sigma_y < 4\sigma_{крп}$, т. е. в данном примере мы имеем дело со случаем № 2, и очевидно, что в данном варианте и пирамидальный наполнитель, и X-образный наполнитель разрушатся от потери устойчивости стержней, и X-образный наполнитель может воспринимать нагрузку в четыре раза большую, чем пирамидальный наполнитель.

Чтобы окончательно убедиться в вышесказанном, рассчитаем $\sigma_{33_{крп}}$ и $\sigma_{33_{крx}}$ по формулам (13) и (14), а также проведем испытание и сравним результаты расчетов с результатами эксперимента:

$$\sigma_{33_{крп}} = \sigma_{крп} \bar{\rho} \sin^2 \omega = 74 \cdot \frac{\sqrt{2}}{100} \cdot \left(\frac{\sqrt{2}}{2}\right)^2 = 0.52 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{33_{крx}} = \sigma_y \bar{\rho} \sin^2 \omega = 296 \cdot \frac{\sqrt{2}}{100} \cdot \left(\frac{\sqrt{2}}{2}\right)^2 = 2.09 \text{ МПа}.$$

Экспериментальное сравнение

Для определения предела прочности на сжатие были изготовлены два образца трехслойных конструкций, один с пирамидальным наполнителем, а другой с X-образным. Обе панели были спроектированы и изготовлены таким образом, чтобы геометрические характеристики панели, в том числе ширина, высота, угол наклона стержней, и количество элементарных ячеек были одинаковыми [17—20]. Отличающейся характеристикой панелей является только вид наполнителя. Ширина панели $a = 57$ мм, длина панели $b = 57$ мм, угол наклона стержней к основанию $\omega = 45^\circ$,

высота ячеек $h = 20$ мм, толщина стержней $t = 1$ мм, ширина стержней $w = 2$ мм, материал заполнителя алюминий (предел текучести $\sigma_y \approx 300$ МПа, плотность $\rho = 2800$ кг/м³, модуль упругости $E = 70$ ГПа). Все характеристики соответствуют приведенным в табл. 1.

Для изготовления предварительно были спроектированы 3D-модели образцов в программном комплексе SOLIDWORKS (рис. 2). На основе моделей были получены эскизы и выполнен раскрой плоских элементов, последующее изготовление производилось путем вырезания плоских фигур из листа алюминия на станке лазерной резки. Из вырезанных плоских элементов были собраны образцы для эксперимента. Соединение плоских элементов между собой осуществлено способом «шип—паз» для упрощения сборочных операций [4, 5].

На рис. 3 приведены фото образцов после сжатия.

По результатам испытаний на сжатие пирамидального и X-образного наполнителей получены диаграммы «напряжение—деформация» (рис. 4).

Как видно из диаграмм, тангенсы линейных участков графика зависимости деформации от напряжения одинаковые, отсюда понятно, что модули упругости X-образного и пирамидального наполнителей при одинаковых относительных плотностях, углах наклона стержней и одинаковых материалах являются одинаковыми, что также было очевидно из аналитической формулы (9).

По результатам испытаний, как видно из графиков, критические напряжения при сжатии X-образных и пирамидальных наполнителей равны 1,29 и 0,61 МПа соответственно.

Сравнительные значения критических напряжений при сжатии X-образного и пирамидального наполнителей, полученные аналитическими и

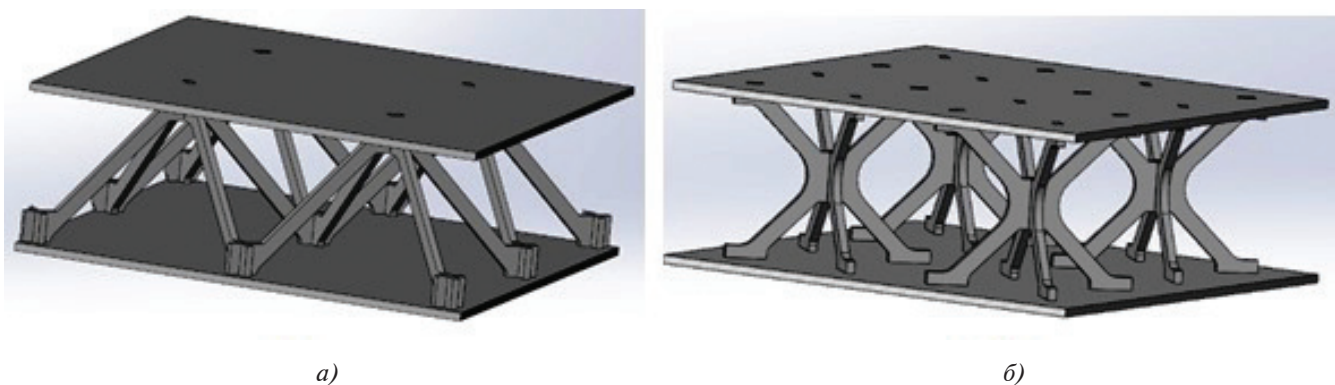


Рис. 2. 3D-модели в программном комплексе SOLIDWORKS: а — пирамидальный наполнитель; б — X-образный наполнитель

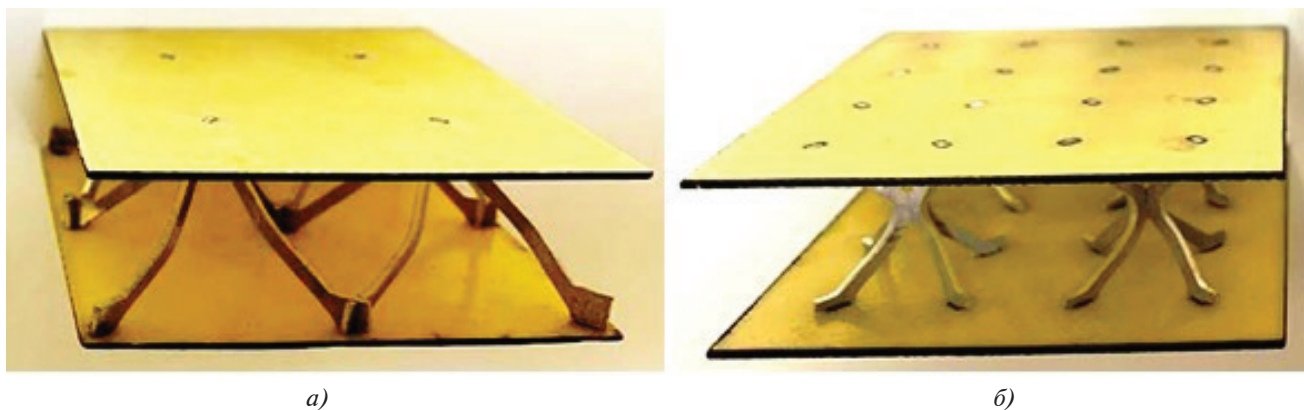


Рис. 3. Образцы после испытания: а — пирамидальный наполнитель; б — Х-образный наполнитель.

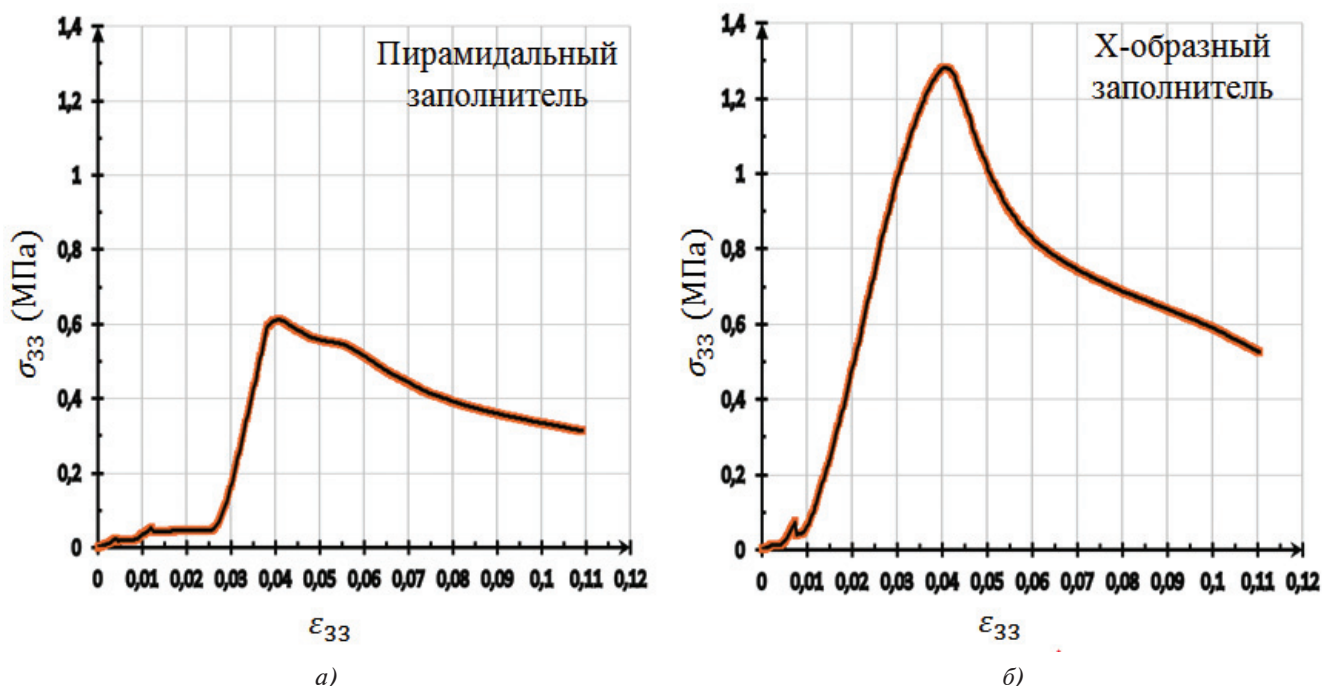


Рис. 4. Диаграмма «напряжение—деформация» при сжатии: а — пирамидального наполнителя; б — Х-образного наполнителя

экспериментальными способами, приведены в табл. 2.

Результаты экспериментальных испытаний также показывают, что критическое напряжение

сжатия Х-образного наполнителя больше критического напряжения сжатия пирамидального наполнителя с аналогичными характеристиками. Результаты аналитического расчета показали, что

Таблица 2

Сравнительные значения критических напряжений

Вид наполнителя	Критическое напряжение при сжатии, МПа		Разница, %
	На основе экспериментального расчета	На основе аналитического расчета	
Пирамидальный	0,61	0,53	15
Х-образный	1,29	2,09	38

$\frac{\sigma_{33_{кр.х}}}{\sigma_{33_{кр.п}}}$ должно быть равно 4, но согласно резуль-

татам эксперимента получилось, что $\frac{\sigma_{33_{кр.х}}}{\sigma_{33_{кр.п}}}$ рав-

но 2,1. Несмотря на разницу между результатами экспериментов и аналитических расчетов, можно сделать вывод, что при одинаковых относительных плотностях и одинаковых углах наклона стержней заполнителей обобщённые критические напряжения сжатия X-образного заполнителя всегда больше, чем у пирамидального заполнителя с аналогичными характеристиками.

Выводы

Механические характеристики при сжатии X-образных и пирамидальных ферменных заполнителей сравниваются аналитическим и экспериментальными способами. Полученные результаты показали, что при одинаковых геометрических характеристиках и относительных плотностях заполнитель с пирамидальной формой ячеек уступает заполнителю с X-образной формой ячеек по обобщённым критическим напряжениям при сжатии.

Библиографический список

1. *Wadley H.N.G.* Multifunctional periodic cellular metals // *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 2006. Vol. 364. No. 1838, pp. 31-68. DOI: 10.1098/rsta.2005.1697
2. *Гайнутдинов В.Г., Абдуллин И.Н., Мусави Сафави С.М.* О расчёте проектных значений плотности рациональной трёхслойной конструкции со стержневым заполнителем // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2016. № 1. С. 59-63.
3. *Гайнутдинов В.Г., Мусави Сафави С.М., Абдуллин И.Н.* Условия разрушения пирамидальных и тетраэдральных ячеек ферменных заполнителей // *Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева*. 2015. Т. 71. № 2. С. 11-15.
4. *Мусави Сафави С.М.* Методика определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки X-образного заполнителя // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2019. Т. 18. № 3. С. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-99-108
5. *Халиулин В.И., Гимадиев Р.Ш., Марковцев В.А., Левшонков Н.В.* Процесс оппозитного формообразования рельефных пластин складчатой структуры // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2019. Т. 18. № 4. С. 169-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-169-182
6. *Шабалов А.В., Халиулин В.И., Гимадиев Р.Ш., Левшонков Н.В.* Моделирование трансформирования шестилучевой складчатой структуры // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2019. № 2. С. 108-117.
7. *Бохоева Л.А., Балданов А.Б., Чермошенцева А.С.* Разработка оптимальной конструкции многослойной консоли крыла беспилотного летательного аппарата с экспериментальным подтверждением // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 1. С. 65-75. DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75
8. *Абдуллин И.Н.* Расчётные и экспериментальные исследования жёсткости и прочности трёхслойных конструкций с заполнителем в виде повторяющихся пирамидальных ячеек // *Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева*. 2015. Т. 71. № 1. С. 5-11.
9. *Zok F.W., Waltner S.A., Wei Z., Rathbun H.J., McMeeking R.M., Evans A.G.* A protocol for characterizing the structural performance of metallic sandwich panels: application to pyramidal truss cores // *International Journal of Solids and Structures*. 2004. Vol. 41. No. 22-23, pp. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
10. *Queheillalt D.T., Wadley H.N.G.* Titanium alloy lattice truss structures // *Materials & Design*. 2009. Vol. 30. No. 6, pp. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
11. *Queheillalt D.T., Wadley H.N.G.* Pyramidal lattice truss structures with hollow trusses // *Materials Science and Engineering: A*. 2005. Vol. 397. No. 1-2, pp. 132-137. DOI: 10.1016/j.msea.2005.02.048
12. *Rathbun H.J., Wei Z., He M.Y., Zok F.W., Evans A.G., Sypeck D.J., Wadley H.N.G.* Measurement and simulation of the performance of a lightweight metallic sandwich structure with a tetrahedral truss core // *Journal of Applied Mechanics*. 2004. Vol. 71. No. 3, pp. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
13. *Woods B.K.S., Hill I, Friswell M.I.* Ultra-efficient wound composite truss structures // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016. Vol. 90, pp. 111-124. DOI: 10.1016/j.compositesa.2016.06.022
14. *Рябов А.А., Романов В.И., Маслов Е.Е., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В., Иванов А.И.* Сравнительный анализ импульсного деформирования элементов авиационных конструкций из алюминиевого сплава и композитного материала // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 2. С. 152-161.
15. *Тудупова А.Н., Стрижиус В.Е., Бобрович А.В.* Расчётно-экспериментальная оценка ресурсных характеристик композитных панелей крыла самолета транспортной категории // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 4. С. 21-29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29

16. *Gregg C.E., Kim J.H., Cheung K.C.* Ultra-Light and Scalable Composite Lattice Materials // *Advanced Engineering Materials*. 2018. Vol. 20. No. 9. DOI: 10.1002/adem.201800213
17. *Gurley A., Beale D., Broughton R., Branscomb D.* The Design of Optimal Lattice Structures Manufactured by Maypole Braiding // *Journal of Mechanical Design*. 2015. Vol. 137. No. 10, pp. 101401 (8 pages). DOI: 10.1115/1.4031122
18. *Takamoto K., Ogasawara T., Kodama H.* et al. Experimental and numerical studies of the open-hole compressive strength of thin-ply CFRP laminates // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2021. Vol. 145, p. 106365. DOI: 10.1016/j.compositesa.2021.106365
19. *Ju S., Jiang D.Z., Sheno R.A., Xiao J.Y.* Flexural properties of lightweight FRP composite truss structures // *Journal of Composite Materials*. 2011. Vol. 45. No. 19, pp. 1921-1930. DOI: 10.1177/0021998311410237
20. *Jiang Y.* On the Compression Mechanism of the Composite Lattice Structures // *Composites and Advanced Materials*. 2015. Vol. 24. No. 5. DOI: 10.1177/096369351502400502

COMPARATIVE STUDY ON COMPRESSIVE MECHANICAL CHARACTERISTICS OF X-SHAPE AND PYRAMIDAL TRUSSED FILLERS

Mousavi Safavi S.M. ^{*}, Garipov L.A. ^{}, Kluev C.V. ^{***}, Yusupov I.R. ^{****}**

*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI,
10, Karl Marks str., Kazan, Republic of Tatarstan, 420111, Russia*

^{*} e-mail: *sm.mousavi.s@gmail.com*

^{**} e-mail: *lingar777@mail.ru*

^{***} e-mail: *11sergey93@mail.ru*

^{****} e-mail: *xminusx@mail.ru*

Abstract

A wide variety of spatial-truss structures, including pyramidal and X-type trussed cores was developed at present in attempts to create multifunctional core materials of the three-layer structures of aerospace purpose. Computational and optimization methods of these typical trussed cores' characteristics were considered in many scientific studies. However, very few comparative studies of such core materials mechanical characteristics were conducted. The presented article compares compressive mechanical characteristics of the X-type and pyramidal trussed cores by both analytical and experimental methods. In experimental phase of the study, the two samples of three-layer structures were produced: one with the pyramidal core and the other with the X-type core, to determine the ultimate compressive strength. 3D-models of the samples were designed with the SOLIDWORKS software for manufacturing. Sketches were obtained, and pattern cutting of flat elements was performed based on these models. Further manufacturing was being perpetrated by the flat figures cutting from the aluminum sheet on the laser-cutting machine. Samples for the experiment were assembled from the cut elements. The flat elements fixing with

each other is being brought about by the "spike-groove" technique to simplify assembly operations. The assembled samples of the three-layer panels were tested alternately under similar conditions, on the same machine tool. Further, based on the results of compressive testing the "stress-deformation" diagram for both cores was obtained and analyzed. From these diagrams, critical compressive stress and stiffness of the cores were determined. The results of the conducted experiments are in good agreement with the results of analytical calculations. The obtained results demonstrate that with equal relative densities of the cores and similar slope angles of the cores the generalized critical stress of the X-type trussed core cannot be less than the generalized critical compressive stress of the pyramidal trussed core (and at the small relative densities it can be four times more). However, under the above said conditions their generalized compressive stiffness is the same in all cases.

Keywords: truss core material relative density, X-type truss core material, pyramidal truss core material, generalized compressive stiffness, generalized critical compressive stress.

References

1. Wadley H.N.G. Multifunctional periodic cellular metals. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2006, vol. 364, no. 1838, pp. 31-68. DOI: 10.1098/rsta.2005.1697
2. Gainutdinov V.G., Abdullin I.N., Musavi Safavi S.M. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*, 2016, no. 1, pp. 59-63.
3. Gainutdinov V.G., Musavi Safavi S.M., Abdullin I.N. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2015, vol. 71, no. 2, pp. 11-15.
4. Musavi Safavi S.M. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2019, vol. 18, no. 3, pp. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-99-108
5. Khaliulin V.I., Gimadiev R.Sh., Markovtsev V.A., Levshonkov N.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2019, vol. 18, no.4, pp. 169-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-169-182
6. Shabalov A.V., Khaliulin V.I., Gimadiev R.Sh., Levshonkov N.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*, 2019, no. 2, pp. 108-117.
7. Bokhoeva L.A., Baldanov A.B., Chermoshentseva A.S. Optimal structure of multi-layer wing console of unmanned aerial vehicle with experimental validation. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 65-75. DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75
8. Abdullin I.N. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2015, vol. 71, no. 1, pp. 5-11.
9. Zok F.W., Waltner S.A., Wei Z., Rathbun H.J., McMeeking R.M., Evans A.G. A protocol for characterizing the structural performance of metallic sandwich panels: application to pyramidal truss cores. *International Journal of Solids and Structures*, 2004, vol. 41, no. 22-23, pp. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
10. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Titanium alloy lattice truss structures. *Materials & Design*, 2009, vol. 30, no. 6, pp. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
11. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Pyramidal lattice truss structures with hollow trusses. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, vol. 397, no. 1-2, pp. 132-137. DOI: 10.1016/j.msea.2005.02.048
12. Rathbun H.J., Wei Z., He M.Y., Zok F.W., Evans A.G., Sypeck D.J., Wadley H.N.G. Measurement and simulation of the performance of a lightweight metallic sandwich structure with a tetrahedral truss core. *Journal of Applied Mechanics*, 2004, vol. 71, no. 3, pp. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
13. Woods B.K.S., Hill I, Friswell M.I. Ultra-efficient wound composite truss structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2016, vol. 90, pp. 111-124. DOI: 10.1016/j.compositesa.2016.06.022
14. Ryabov A.A., Romanov V.I., Maslov E.E., Strelets D.Yu., Kornev A.V., Ivanov A.I. Comparative analysis impulse deformation of aircraft structure elements made of aluminum alloy and composite material. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 152-161.
15. Tudupova A.N., Strizhius V.E., Bobrovich A.V. Computational and experimental evaluation of fatigue life characteristics of the transport category aircraft composite wing panels. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 21-29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
16. Gregg C.E., Kim J.H., Cheung K.C. Ultra-Light and Scalable Composite Lattice Materials. *Advanced Engineering Materials*, 2018, vol. 20, no. 9. DOI: 10.1002/adem.201800213
17. Gurley A., Beale D., Broughton R., Branscomb D. The Design of Optimal Lattice Structures Manufactured by Maypole Braiding. *Journal of Mechanical Design*, 2015, vol. 137, no. 10, pp. 101401 (8 pages). DOI: 10.1115/1.4031122
18. Takamoto K., Ogasawara T., Kodama H. et al. Experimental and numerical studies of the open-hole compressive strength of thin-ply CFRP laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2021, vol. 145, p. 106365. DOI: 10.1016/j.compositesa.2021.106365
19. Ju S., Jiang D.Z., Sheno R.A., Xiao J.Y. Flexural properties of lightweight FRP composite truss structures. *Journal of Composite Materials*, 2011, vol. 45, no. 19, pp. 1921-1930. DOI: 10.1177/0021998311410237
20. Jiang Y. On the Compression Mechanism of the Composite Lattice Structures. *Composites and Advanced Materials*, 2015, vol. 24, no. 5. DOI: 10.1177/096369351502400502