

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТАРНОЙ ЯЧЕЙКИ Х-ОБРАЗНОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ

© 2019

С. М. Мусави Сафави ассистент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева; sm.mousavi.s@gmail.com

В последнее время с целью разработки высокопрочных лёгких заполнителей трёхслойных конструкций для многофункционального применения создано большое количество ферменных структур, в том числе пирамидальных и тетраэдральных ферменных заполнителей. Разрабатывается новая ферменная структура для применения в качестве заполнителя для трёхслойных конструкций. Х-образный заполнитель состоит из дискретных элементарных ячеек в форме песочных часов, образованных соединением «паз-паз» двух плоских Х-образных ферменных элементов, изготовленных резкой металлического листа. С целью определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки Х-образного заполнителя предлагается строить диаграммы зависимости относительной плотности от угла наклона стержней для необходимых значений обобщённых критических напряжений при сжатии и поперечном сдвиге и обобщённых жёсткостей на сжатии и поперечном сдвиге элементарной ячейки Х-образного заполнителя. Полученные результаты показывают, что при одинаковых механических характеристиках относительная плотность рационального Х-образного заполнителя меньше относительной плотности рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

Относительная плотность заполнителя; ферменный заполнитель; Х-образный заполнитель; рациональные параметры; элементарная ячейка заполнителя.

Цитирование: Мусави Сафави С.М. Методика определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки Х-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

Введение

В последнее время создано большое количество ферменных структур с целью создания высокопрочных и лёгких заполнителей трёхслойных конструкций в авиаракетостроении, а также конструкций многофункционального применения [1-3]. На рис. 1 показана ферменная структура в силовой конструкции адаптивного крыла. Типичными топологиями ферменных структур являются пирамидальная [4-6] и тетраэдральная [7], которые обладают превосходными прочностными характеристиками [3; 4; 6; 7]. Результаты исследований показывают, что прочностные характеристики трёхслойной конструкции зависят от критического напряжения потери устойчивости стержней и критического напряжения потери устойчивости обшивок. Хотя пирамидальная и тетраэдральная топологии обычно обеспечивают значительно высокие прочностные характеристики, улучшение механических характеристик становится возможным на основе следующих двух способов: уменьшение гибкости стержней и уменьшение расстояния между узлами соединения заполнителя к панели [8].

Исследования ферменных заполнителей напрямую связаны с задачей оптимизации лёгких и прочных авиационных конструкций. Имеется большое количество зарубежных и отечественных исследований, посвящённых созданию лёгких и прочных конструкций. Наиболее известная отечественная школа проектирования оптимальных конструкций минимальной массы и максимальной жёсткости сформировалась ещё во второй половине прошлого столетия в Куйбышевском авиационном институте.

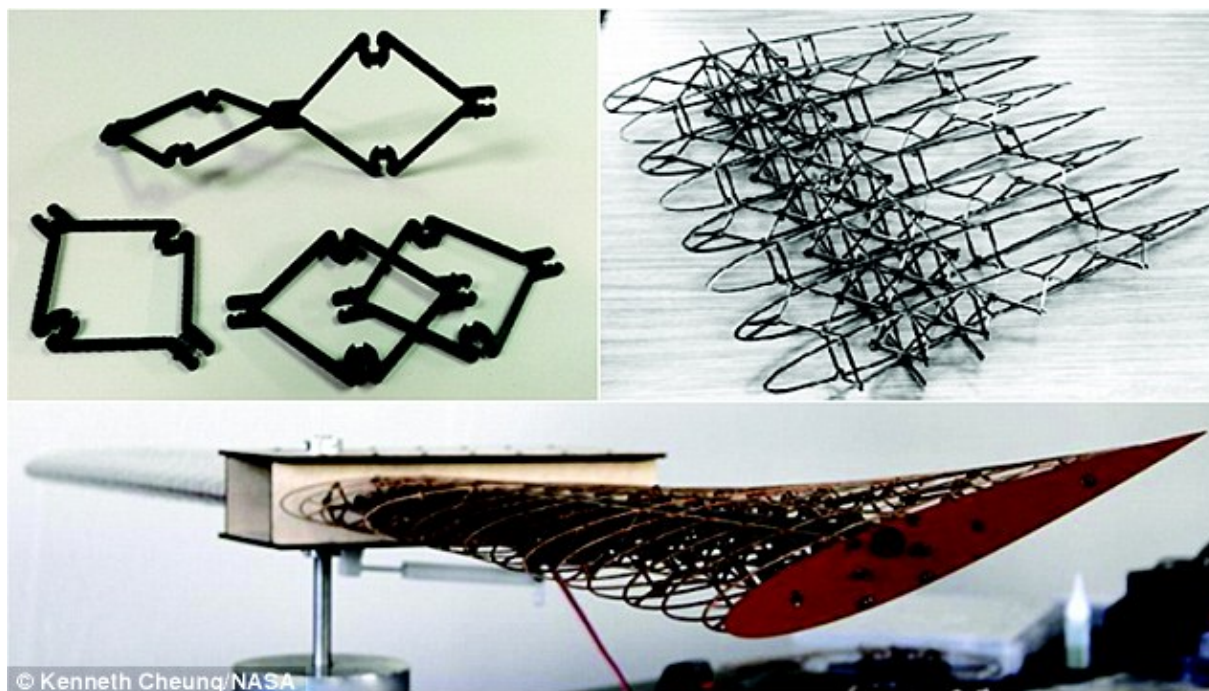


Рис. 1. Ферменный наполнитель в составе конструкции для адаптивного крыла [9]

В настоящее время развитие методов оптимизации тонкостенных конструкций с использованием идеи рациональной переменной плотности [10 - 12] является наиболее плодотворным направлением в области решения задач повышения жёсткости и прочности авиационных конструкций и определяет это направление как российскую школу, заложившую основы общих подходов к решению задач оптимального силового проектирования авиационных конструкций.

Данная статья касается исследования структуры ферменного наполнителя, которая получила название «Кагоме». Трёхмерная структура «Кагоме» [13] была разработана для улучшения прочности на сжатие тетраэдрального наполнителя и обеспечивала относительно высокое сопротивление потере устойчивости. Однако традиционный способ изготовления такого типа наполнителя литьём является дорогостоящим для реализации.

Чтобы уменьшить расстояние между узлами соединения пирамидального наполнителя CoteF. и другими, предложен многослойный пирамидальный наполнитель [14]. Результаты показывают, что для данной толщины наполнителя сопротивление локальной потери устойчивости панели увеличивается с увеличением количества слоёв пирамидального наполнителя из-за уменьшения расстояния между узлами. Однако при данной относительной плотности многослойный пирамидальный наполнитель имеет такую же гибкость, что и однослойный. Следовательно сопротивление потере устойчивости многослойного наполнителя не превосходит сопротивление потере устойчивости однослойного.

Feng L.J. и другими разработан новый ферменный наполнитель в виде песочных часов, обладающий высоким сопротивлением потере устойчивости [15] и простым процессом изготовления [16-20], однако с большой затратой материала.

В настоящей работе с целью использования превосходных характеристик наполнителя, предложенного Feng L.J. и другими, а также для уменьшения затрат материала при изготовлении наполнителя предлагается новая структура, называемая нами X-образный наполнитель.

Способ изготовления X-образного заполнителя

X-образный заполнитель состоит из дискретных элементарных ячеек в форме песочных часов, образованных соединением «паз-паз» двух плоских X-образных ферменных элементов, изготовленных резкой металлического листа (рис. 2). Соединение заполнителя с обшивками выполняется с помощью шипов на концах стержней и пазов на панели (рис. 3).



Рис. 2. Создание элементарной ячейки X-образного ферменного заполнителя

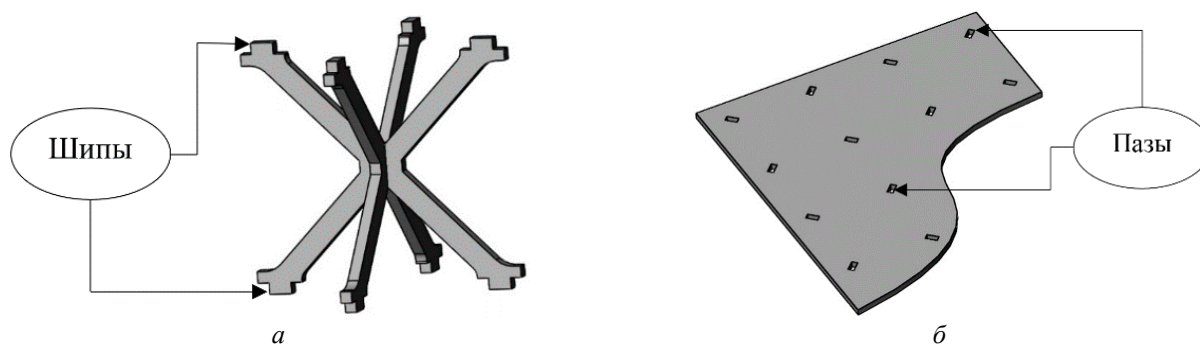


Рис. 3. Способ соединения заполнителя с обшивками:
а – шипы на X-образном заполнителе; б – пазы на панели

Рациональные геометрические параметры элементарной ячейки X-образного заполнителя

При определении рациональных параметров трёхслойной конструкции относительная плотность является одним из основных свойств заполнителя и определяется отношением плотности элементарной ячейки заполнителя к плотности материала заполнителя.

Для X-образного заполнителя (рис. 4) со стержнями прямоугольного сечения относительная плотность определяется следующим выражением:

$$\bar{\rho} = \frac{1}{\cos(\omega) \sin(2\omega)} \left(\frac{tw}{l^2} \right), \quad (1)$$

где l – длина стержней, ω – угол наклона стержней, w – ширина стержней, t – толщина стержней (толщина листа, из которого делается заполнитель).

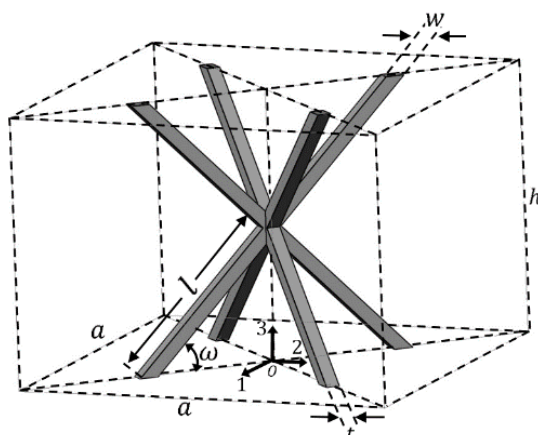


Рис. 4. Элементарная ячейка X-образного заполнителя

На рис. 5 приведены проектные геометрические параметры стержней элементарной ячейки X-образного заполнителя.

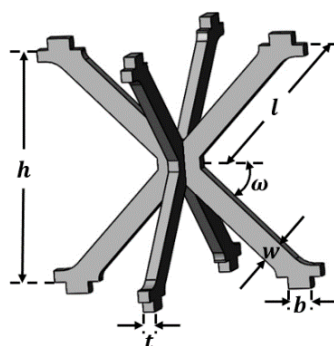


Рис. 5. Проектные геометрические параметры (b – ширина шипа, h – высота панели)

Значения критических напряжений, возникающих в стержнях заполнителя трёхслойной конструкции с X-образными ячейками, модуль сдвига и модуль упругости определяются следующими выражениями:

$$\sigma_{33кр}^+ = \sigma_y \bar{\rho} \sin^2 \omega, \quad (2)$$

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

$$\sigma_{13кр} = \sigma_{23кр} = \frac{\min(\sigma_y, \sigma_{кр}) \bar{\rho} \sin 2\omega}{2\sqrt{2}}, \quad (4)$$

$$E_{33} = E \bar{\rho} \sin^4 \omega, \quad (5)$$

$$G_{13} = G_{23} = \frac{1}{8} E \bar{\rho} \sin^2 2\omega. \quad (6)$$

Здесь $\sigma_{33кр}^+$ – предельное напряжение при растяжении; $\sigma_{33кр}^-$ – предельное напряжение при сжатии; $\sigma_{13кр}$ и $\sigma_{23кр}$ – предельные касательные напряжения по направлениям 1-3 и

2-3; E_{33} – модуль упругости по направлению 3-3; G_{13} и G_{23} – модуль сдвига по направлениям 1-3 и 2-3; E – модуль упругости материала стержней; σ_y – предел текучести материала стержней; $\sigma_{кр}$ – критическое напряжение стержня при потере устойчивости:

$$\sigma_{кр} = \frac{k\pi^2 E \bar{\rho} \sin \omega \cos^2 \omega}{6\alpha_1} \text{ при } \alpha_1 \geq 1, \quad (7)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{k\pi^2 \alpha_1 E \bar{\rho} \sin \omega \cos^2 \omega}{6} \text{ при } \alpha_1 < 1, \quad (8)$$

где α_1 – отношение ширины стержня к его толщине: $\alpha_1 = \frac{w}{t}$.

Преобразуя выражения (2) – (6) в ряд зависимостей $\bar{\rho} = \bar{\rho}(\omega)$ и используя выражения (1), (7), (8), получим зависимость относительной плотности заполнителя от прочностных и жёсткостных характеристик:

$$\bar{\rho}_1 = \frac{1}{\sin^2 \omega} \left(\frac{\sigma_{33кр}^+}{\sigma_y} \right), \quad (9)$$

$$\bar{\rho}_2 = \sqrt{\frac{6\beta_1}{k\pi^2 \sin^3 \omega \cos^2 \omega} \left(\frac{\sigma_{33кр}^-}{E} \right)}, \quad (10)$$

$$\bar{\rho}_3 = \frac{2\sqrt{2}}{\sin 2\omega} \left(\frac{\sigma_{13кр}}{\sigma_y} \right), \quad (11)$$

$$\bar{\rho}_4 = \sqrt{\frac{6\sqrt{2}\beta_1}{k\pi^2 \sin^2 \omega \cos^3 \omega} \left(\frac{\sigma_{13кр}}{E} \right)}, \quad (12)$$

$$\bar{\rho}_5 = \frac{1}{\sin^4 \omega} \left(\frac{E_{33}}{E} \right), \quad (13)$$

$$\bar{\rho}_6 = \frac{8}{\sin^2 2\omega} \left(\frac{G_{13}}{E} \right), \quad (14)$$

где значение коэффициента β_1 :

$$\beta_1 = \begin{cases} \alpha_1 & \text{при } \alpha_1 \geq 1, \\ \frac{1}{\alpha_1} & \text{при } \alpha_1 < 1. \end{cases} \quad (15)$$

Рассмотрим пример поиска рациональных проектных параметров трёхслойной конструкции для следующих проектных значений обобщённых механических характеристик X-образного заполнителя:

$$\frac{\sigma_{33кр}^+}{\sigma_y} = 0,01; \quad \frac{\sigma_{33кр}^-}{E} = 0,00005; \quad \frac{\sigma_{13кр}}{\sigma_y} = 0,00025;$$

$$\frac{\sigma_{13кр}}{E} = 0,00002; \quad \frac{E_{33}}{E} = 0,002; \quad \frac{G_{13}}{E} = 0,0016.$$

Используя выражения (9) – (15), построим график зависимости относительной плотности ($\bar{\rho}$) от угла наклона стержней (ω) (рис. 6). Для удовлетворения требований, предъявляемых заданными проектными значениями по прочности и жёсткости, относительная плотность заполнителя должна находиться в представленном диапазоне (заштрихованный участок) (рис. 7).

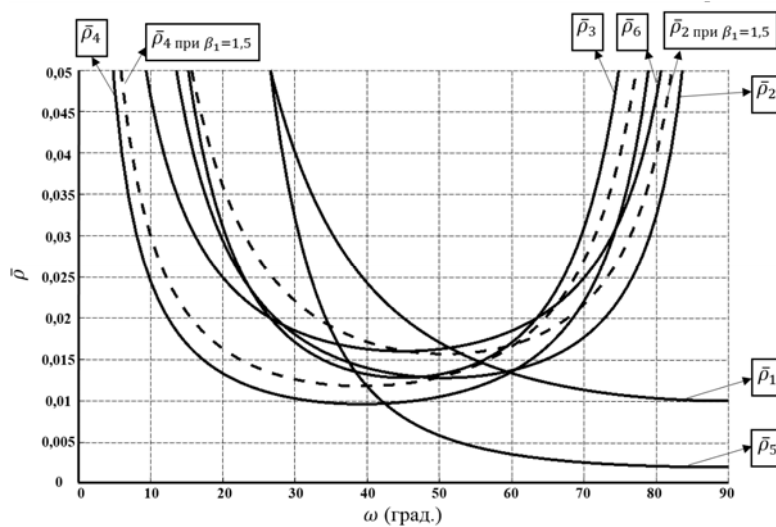


Рис. 6. График зависимости относительной плотности от угла наклона стержней к основанию при $\beta_1 = 1$ и $\beta_1 = 1,5$

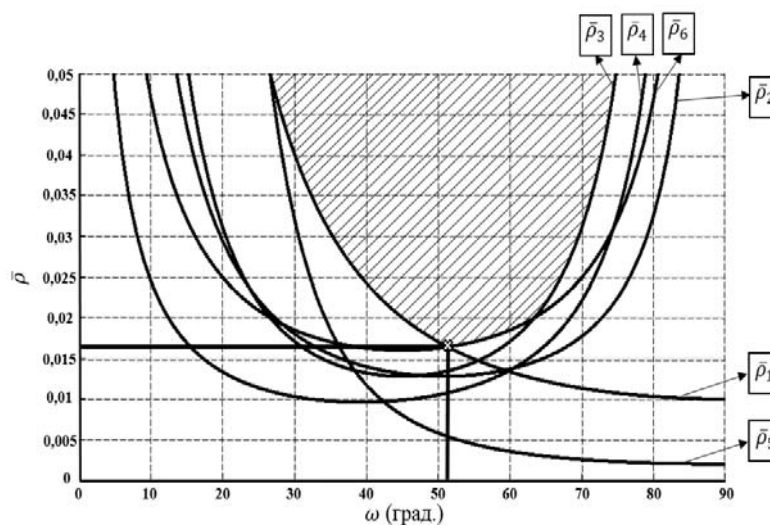


Рис. 7. Определение значения минимальной относительной плотности элементарной ячейки при $\beta_1 = 1$

Из рис. 7 видно, что при заданных проектных ограничениях минимальное значение относительной плотности заполнителя ($\bar{\rho}_{\text{мин}}$) равно 0,017, угол наклона стержней (ω) равен 52° , а отношение ширины стержня к его толщине равно 1.

Сравнение с результатами работы [3] показывает, что при одинаковых механических характеристиках относительная плотность (0,017) рационального Х-образного заполнителя на 29% меньше относительной плотности (0,024) рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

После получения рациональных значений $\bar{\rho}_{\text{мин}}$, ω , α_1 определяются геометрические параметры ячейки заполнителя: длина, ширина и толщина стержня.

При сдвиге трёхслойной конструкции начинают работать места соединения обшивки со стержнями заполнителя, т.е. шипы.

Условия разрушения шипов, обеспечивающих соединение заполнителя с обшивкой, определяются выражением:

$$\sigma_{13\text{кр}} = \frac{4\tau_y bt}{8l^2 \cos^2 \omega} = \left(\frac{1}{2 \sin \omega \cos^2 \omega} \left(\frac{wt}{l^2} \right) \right) \frac{\tau_y b \sin \omega}{w} = \bar{\rho} \tau_y \left(\frac{b}{w} \right) \sin \omega,$$

где b – минимальная требуемая ширина шипа, которая задаётся соотношением:

$$b = \frac{w}{\bar{\rho} \sin \omega} \left(\frac{\sigma_{13\text{кр}}}{\tau_y} \right)$$

Заключение

Представленный алгоритм можно применять в процессе проектирования Х-образного заполнителя трёхслойных конструкций с целью уменьшения массы всей конструкции при выполнении прочностных и жёсткостных требований.

При одинаковых механических характеристиках относительная плотность рационального Х-образного заполнителя на 29% меньше относительной плотности рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

Библиографический список

1. Wadley H.N.G. Multifunctional periodic cellular metals // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2006. V. 364, Iss. 1838. P. 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. № 2. С. 11-15.
4. 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. № 1. С. 5-11.

5. 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. V. 41, Iss. 22-23. P. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
6. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Titanium alloy lattice truss structures // *Materials & Design*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
7. 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. V. 71, Iss. 3. P. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
8. Zschernack C., Wade M.A., Völlmecke C. Nonlinear buckling of fiber-reinforced unit cells of lattice materials // *Composite Structures*. 2016. V. 136. P. 217-228. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.09.059
9. Chandler D.L. A new twist on airplane wing design. news.mit.edu/2016/morphing-airplane-wing-design-1103
10. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // В кн.: «Актуальные проблемы авиационной науки и техники». М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
11. Komarov V.A., Boldyrev A.V., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 162-171. DOI: 10.1108/00022661211222012
12. Болдырев А.В., Комаров В.А. Применение моделей переменной плотности в задачах проектирования авиационных конструкций // *Вестник Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева*. 2010. № 3. С. 7-12.
13. Wang J., Evans A.G., Dharmasena K., Wadley H.N.G. On the performance of truss panels with Kagome cores // *International Journal of Solids and Structures*. 2003. V. 40, Iss. 25. P. 6981-6988. DOI: 10.1016/S0020-7683(03)00349-4
14. Cote F., Biagi R., Bart-Smith H., Deshpande V.S. Structural response of pyramidal core sandwich columns // *International Journal of Solids and Structures*. 2007. V. 44, Iss. 10. P. 3533-3556. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.10.004
15. Feng L.J., Wu L.Z., Yu G.C. An Hourglass truss lattice structure and its mechanical performances // *Materials & Design*. 2016. V. 99. P. 581-591. DOI: 10.1016/j.matdes.2016.03.100
16. Dong L., Deshpande V.S., Wadley H.N.G., Mechanical response of Ti-6Al-4V octet-truss lattice structures // *International Journal of Solids and Structures*. 2015. V. 60-61. P. 107-124. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2015.02.020
17. Finnegan K., Kooistra G., Wadley H.N.G., Deshpande V.S. The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores // *International Journal of Materials Research*. 2007. V. 98, Iss. 12. P. 1264-1272. DOI: 10.3139/146.101594
18. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Wu L.Z. Response of sandwich structures with pyramidal truss cores under the compression and impact loading // *Composite Structures*. 2013. V. 100. P. 451-463. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.01.012
19. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Yang J.S., Wu L.Z. The residual compressive strength of impact-damaged sandwich structures with pyramidal truss cores // *Composite Structures*. 2013. V. 105. P. 188-198. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.05.016
20. Xiong J., Ghosh R., Ma L., Vaziri A., Wang Y.L., Wu L.Z. Sandwich-walled cylindrical shells with lightweight metallic lattice truss cores and carbon fiber-reinforced composite face sheets // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2014. V. 56. P. 226-238. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.10.008

METHOD FOR DETERMINATION OF OPTIMAL GEOMETRICAL PARAMETERS OF A UNIT CELL OF X-SHAPED TRUSS CORES

© 2019

S. M. Mousavi Safavi Lecturer of the Aircraft Design Department;
Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
sm.mousavi.s@gmail.com

Recently, in order to develop high-strength lightweight core materials of sandwich structures for multi-functional applications, a large number of truss structures have been created, including pyramidal and tetrahedral truss cores. In this paper, a new truss structure is developed to be used as core material in sandwich panels. The X-shaped truss core consists of discrete hourglass-shaped unit cells formed by the groove-to-groove connection of two flat X-shaped truss elements made by metal plate cutting. In order to determine optimal geometrical parameters of a unit cell of X-shaped truss core, in this work it is proposed to plot the diagrams of relative density versus the angle of the rods for the required values of equivalent critical compression and lateral shear stresses, and for the required values of equivalent compression and shear stiffness of the unit cell of X-shaped truss core. The results show that with the same mechanical characteristics, the relative density of the optimal X-shaped truss core is less than the relative density of optimal pyramidal and tetrahedral truss cores.

Relative density of core; truss core; X-shaped truss core; optimal parameters; unit cell.

Citation: Mousavi Safavi S.M. Method for determination of optimal geometrical parameters of a unit cell of X-shaped truss cores. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-99-108

References

1. Wadley H.N.G. Multifunctional periodic cellular metals. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 2006. V. 364, Iss. 1838. P. 31-68. DOI: 10.1098/rsta.2005.1697
2. Gainutdinov V.G., Abdullin I.N., Musavy-Safavy S.M. Calculation of design relative density for rational sandwich structure with truss core. *Russian Aeronautics*. 2016. V. 59, Iss. 1. P. 64-68. DOI: 10.3103/S1068799816010104
3. Gainutdinov V.G., Mousavi Safavi S.M., Abdullin I.N. Failure conditions of pyramidal and tetrahedral truss core materials. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2015. No. 2. P. 11-15. (In Russ.)
4. Abdullin I.N. Calculation and experimental comparative studies of stiffness and strength of sandwich structure with regular pyramidal cells core. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2015. No. 1. P. 5-11. (In Russ.)
5. 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. V. 41, Iss. 22-23. P. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
6. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Titanium alloy lattice truss structures. *Materials & Design*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
7. 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. V. 71, Iss. 3. P. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
8. Zschernack C., Wade M.A., Völlmecke C. Nonlinear buckling of fiber-reinforced unit cells of lattice materials. *Composite Structures*. 2016. V. 136. P. 217-228. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.09.059

9. Chandler D.L. A new twist on airplane wing design. Available at: news.mit.edu/2016/morphing-airplane-wing-design-1103

10. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh skhem aviatsionnykh konstruktsiy. *V kn.: «Aktual'nye problemy aviatsionnoy nauki i tekhniki»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. P. 114-129. (In Russ.)

11. Komarov V.A., Boldyrev A.V., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 162-171. DOI: 10.1108/00022661211222012

12. Boldyrev A.V., Komarov V.A. Use of variable-density models in problems of airframe design. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2010. No. 3. P. 7-12. (In Russ.)

13. Wang J., Evans A.G., Dharmasena K., Wadley H.N.G. On the performance of truss panels with Kagome cores. *International Journal of Solids and Structures*. 2003. V. 40, Iss. 25. P. 6981-6988. DOI: 10.1016/S0020-7683(03)00349-4

14. Cote F., Biagi R., Bart-Smith H., Deshpande V.S. Structural response of pyramidal core sandwich columns. *International Journal of Solids and Structures*. 2007. V. 44, Iss. 10. P. 3533-3556. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.10.004

15. Feng L.J., Wu L.Z., Yu G.C. An Hourglass truss lattice structure and its mechanical performances. *Materials & Design*. 2016. V. 99. P. 581-591. DOI: 10.1016/j.matdes.2016.03.100

16. Dong L., Deshpande V.S., Wadley H.N.G., Mechanical response of Ti-6Al-4V octet-truss lattice structures. *International Journal of Solids and Structures*. 2015. V. 60-61. P. 107-124. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2015.02.020

17. Finnegan K., Kooistra G., Wadley H.N.G., Deshpande V.S. The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores. *International Journal of Materials Research*. 2007. V. 98, Iss. 12. P. 1264-1272. DOI: 10.3139/146.101594

18. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Wu L.Z. Response of sandwich structures with pyramidal truss cores under the compression and impact loading. *Composite Structures*. 2013. V. 100. P. 451-463. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.01.012

19. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Yang J.S., Wu L.Z. The residual compressive strength of impact-damaged sandwich structures with pyramidal truss cores. *Composite Structures*. 2013. V. 105. P. 188-198. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.05.016

20. Xiong J., Ghosh R., Ma L., Vaziri A., Wang Y.L., Wu L.Z. Sandwich-walled cylindrical shells with lightweight metallic lattice truss cores and carbon fiber-reinforced composite face sheets. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2014. V. 56. P. 226-238. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.10.008