

УДК 629.7.024

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой

А.А. Склезнев¹, А.А. Червяков¹, И.Г. Агапов¹

¹Московский авиационный институт (НИУ), г. Москва, Россия

Аннотация: В последние годы продолжает возрастать актуальность задачи оптимального проектирования силовых элементов ракет-носителей. Одной из распространенных конструктивно-силовых схем является анизогридная сетчатая конструкция, выполненная из полимерных композиционных материалов. Такие конструкции серийно изготавливаются и используются в качестве силовых корпусов космических аппаратов или отсеков фюзеляжей атмосферных летательных аппаратов перспективных конструктивно-силовых схем. До настоящего момента вес и параметры применяемых в изделиях ракетно-космической техники обшивок не учитывались при решении задач оптимального проектирования, а задача проектирования сводилась к оптимизации сетчатых структур, лишенных обшивки. Вместе с этим само применение обшивок как для атмосферных летательных аппаратов, так и для силовых элементов космического назначения является довольно распространенной практикой. Однако неучитывание наличия обшивки при проектировании сетчатой силовой оболочки может приводить к значительному увеличению массы конструкции с обшивкой при необходимости ее использования. В работе приведена методика оптимального проектирования сетчатых конструкций без кольцевых ребер, но с наличием металлической обшивки, что позволяет значительно снизить вес таких конструкций, увеличивая массовую эффективность изделий из полимерных композиционных материалов, применяемых в летательных аппаратах. Приводится подтверждение результатов, полученных при помощи аналитического решения, и результатов численного эксперимента, полученных моделированием методом конечных элементов. Ожидается, что использование предлагаемого подхода за счет учета вклада работы обшивки может привести к экономии массы оболочечной конструкции до 30 % по сравнению с методиками оптимального проектирования сетчатых анизогридных структур, используемыми в настоящее время и не учитывающими наличие обшивки при проектировании изделия.

Ключевые слова: КМ, ПКМ, оптимальное проектирование, сетчатая структура, анизогрид, обшивка, оболочка.

Для цитирования: Склезнев А.А., Червяков А.А., Агапов И.Г. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 70–82. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin

A.A. Skleznev¹, A.A. Chervyakov¹, I.G. Agapov¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: In recent years, the urgency of the problem of launch vehicles load-bearing elements optimal design has continued to grow. One of the widespread structural designs is an anisogrid lattice structure made of polymer composite materials. Such structures are mass-produced and used as load-bearing bodies of space vehicles or fuselage compartments of atmospheric aircraft of advanced structural design. Until now, the weight and parameters of the skins used in products of rocket and space equipment have not been considered when solving optimal design problems, and the design problem has been reduced to optimizing lattice structures without skin. At the same time, the very use of skins for both atmospheric aircraft and load-bearing elements for space applications is a fairly common practice. However, not considering the availability of skin when designing a lattice load-bearing shell can lead to a significant increase in the mass of the structure with skin when applicable. The paper presents a method for the optimal design of lattice structures without ring ribs, but with the metal skin available, which can significantly reduce the weight of such structures, increasing the mass efficiency of products made of polymer composite materials used in aircraft. A confirmation of the results obtained with the help of an analytical solution and the results of a numerical experiment, obtained by modeling using

the finite element method, is given. It is expected that the use of the proposed approach by considering the contribution of the skin response can lead to mass saving of the shell anisogrid structure up to 30% compared with the methods of optimal design of lattice anisogrid structures currently used without considering the availability of skin in the design of the product.

Key words: CM, PCM, optimal design, lattice structure, anisogrid, skin, shell.

For citation: Skleznev, A.A., Chervyakov, A.A. & Agapov, I.G. (2022). Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 70–82. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82

Введение

Как правило, для работы конструкции вида тонкостенной оболочки, основанной на сетчатых структурах, не требуется наличие обшивки – все внешние нагрузки с успехом воспринимаются и передаются ребрами сетчатой структуры [1–8]. Однако большинство сетчатых конструкций, особенно предназначенных для работы в качестве составных частей ракет-носителей (РН), все же имеют внутренние или внешние обшивки, преимущественно выполненные из полимерных композиционных материалов (ПКМ), применение которых обусловлено либо необходимостью создания внешней поверхности летательного аппарата для восприятия аэродинамических сил набегающего потока, либо технологическими особенностями процесса их изготовления.

В настоящий момент вес и параметры применяемых в изделиях ракетно-космической техники обшивок не учитываются при решении задач их оптимального проектирования [9–17], а задача проектирования сводится к оптимизации сетчатых структур, лишенных обшивки, с последующим добавлением обшивки уже исходя из технических или технологических требований. Такое решение вопроса приносит значительный прирост избыточной массы конструкции, а вклад обшивки в запасы прочности и надежности [18–19] и вовсе не учитывается.

Вопросы, посвященные решению задачи оптимального проектирования сетчатых анизогридных конструкций без обшивки, достаточно широко обсуждаются в работах [1, 11, 13].

Методы исследования

Рассмотрим задачу проектирования сетчатой тонкостенной конструкции с металлической обшивкой, которая может значительно повысить живучесть или тактико-технические характеристики ракетной техники, принося в конструкцию ракеты стойкость к локальным ударным воздействиям и возможность эксплуатации изделия при повышенных температурах [20].

Основные параметры такой металлокомпозитной сетчатой структуры представлены на рис. 1.

Здесь введены следующие обозначения: l – направление вдоль образующей; 2 – направление в кольцевом направлении (перпендикулярно оси l в случае плоской панели), a – расстояние между соседними спиральными ребрами в кольцевом направлении, a_φ – кратчайшее расстояние между спиральными ребрами, φ – угол наклона спирального ребра относительно образующей, a_{90} – расстояние между кольцевыми ребрами сетчатой структуры, δ_r – толщина ребра, h – высота ребер сетчатой структуры, h_m – толщина металлической обшивки.

Согласно [1, 11] коэффициенты жесткости для слоев металлокомпозитной сетчатой структуры могут быть записаны следующим образом:

- для сетчатого слоя

$$\begin{aligned} A_{11}^r &= 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^4, \quad A_{12}^r = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^2 c^2 = A_{33}^r, \\ A_{12}^r &= 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^4 + E_{90} \bar{\delta}_{90}, \quad \bar{\delta}_\varphi = \frac{\delta_\varphi}{a_\varphi}, \quad \bar{\delta}_{90} = \frac{\delta_{90}}{a_{90}}, \\ c &= \cos \varphi, \quad s = \sin \varphi, \end{aligned}$$

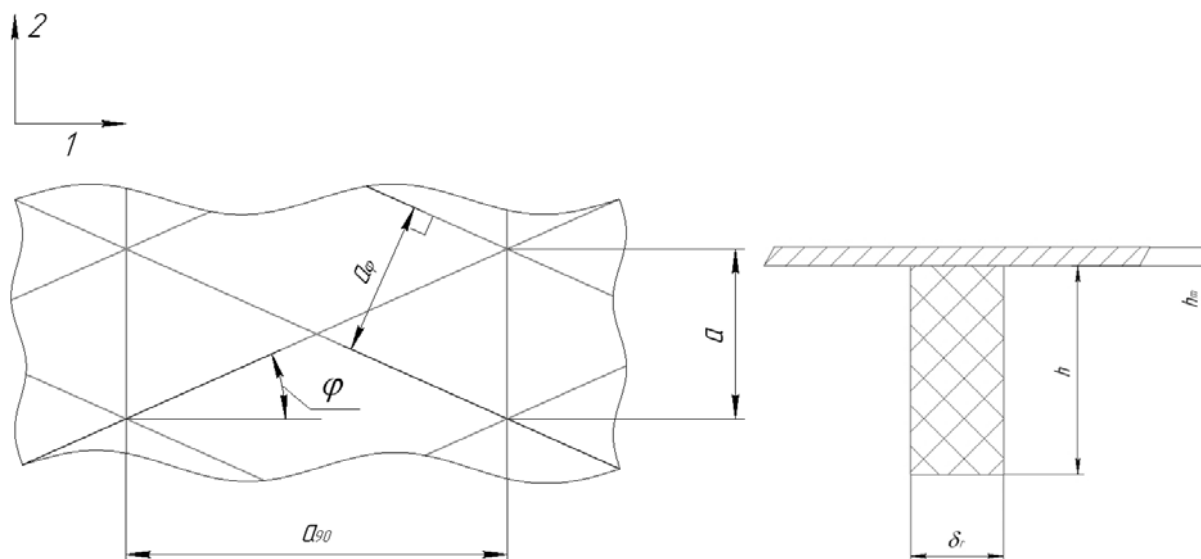


Рис. 1. Параметры металлокомпозитной сетчатой структуры

Fig. 1. Metal-composite lattice structure parameters

где δ_ϕ – ширина спиральных, δ_{90} – ширина кольцевых ребер, E_ϕ – модуль упругости спирального ребра вдоль направления армирования, E_{90} – модуль упругости кольцевого ребра вдоль направления армирования;

- для металлического слоя

$$A_{11}^m = A_{22}^m = \bar{E}, \quad A_{12}^m = \nu \bar{E},$$

$$A_{33}^m = \frac{E}{2(1+\nu)}, \quad \bar{E} = \frac{E}{1-\nu^2},$$

где E – модуль упругости металлического сплава, а ν – коэффициент Пуассона.

Тогда для всей конструкции коэффициенты жесткости могут быть определены следующим образом:

$$B_{ij} = A_{ij}^r h + A_{ij}^m h_m,$$

$$C_{ij} = \frac{1}{2} [A_{ij}^r h^2 + A_{ij}^m h_m (2h + h_m)],$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} [A_{ij}^r h^3 + A_{ij}^m h_m (3h(h + h_m) + h_m^2)].$$

В выражениях жесткостей (мембранных B , изгибных D , обобщенных C) металлокомпозитной сетчатой конструкции нулевая координата отсчитывается от нижней грани ре-

бра сетчатой структуры (внутренняя поверхность тонкостенной оболочки), см. рис. 2.

Для решения задачи оптимального проектирования примем толщину обшивки значительно меньшей по сравнению с высотой ребер сетчатой структуры: $h_m \ll h$. Тогда уравнения для выражения жесткостей упростятся следующим образом:

$$B_{ij} = A_{ij}^r h + A_{ij}^m h_m,$$

$$C_{ij} = \frac{1}{2} (A_{ij}^r h^2 + 2A_{ij}^m h h_m), \quad (1)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} (A_{ij}^r h^3 + 3A_{ij}^m h^2 h_m).$$

Основным видом нагружения цилиндрических отсеков ракетной техники является осевая эквивалентная сжимающая сила P , к которой можно привести различные комбинации внешних нагрузок и силовых факторов, прикладываемых к изделию, как показано на рис. 3.

Таким образом, в конструкции действуют следующие усилия:

$$N_x = B_{11} \varepsilon_x + B_{12} \varepsilon_y = -\frac{P}{2\pi R},$$

$$N_y = B_{21} \varepsilon_x + B_{22} \varepsilon_y = 0.$$

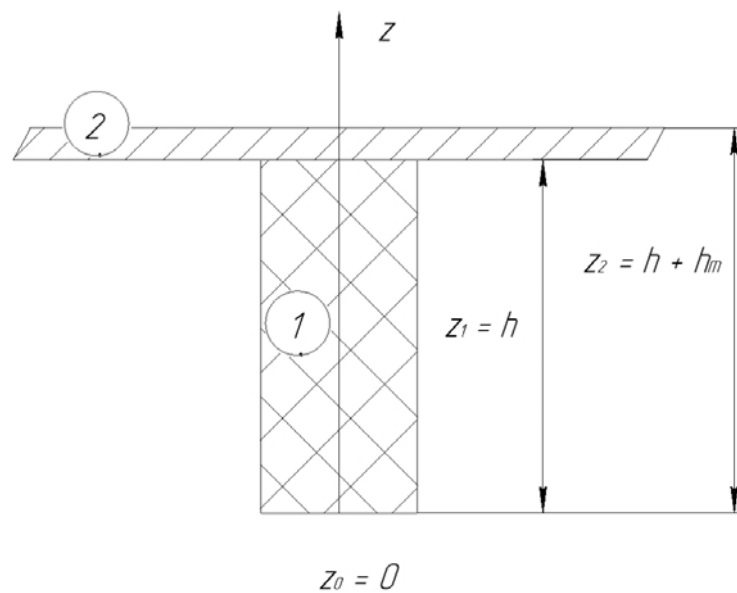


Рис. 2. Координаты отсчета для вычисления жесткостей. Обозначения 1 и 2 на рисунке означают порядковый номер элемента/слоя/координаты
Fig. 2. Reference coordinates for stiffness calculations. Designations 1 and 2 in the figure denote the sequential number of the element/layer/coordinate

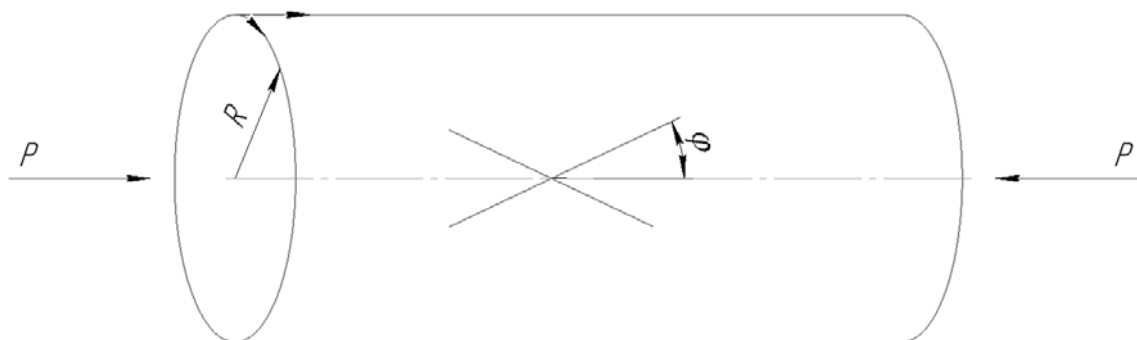


Рис. 3. Нагружение металлокомпозитной конструкции
Fig. 3. Metal-composite structure loading

Отсюда определим деформации и жесткость:

$$\varepsilon_x = \frac{B_{22}P}{2\pi RB}, \quad \varepsilon_y = \frac{B_{12}P}{2\pi RB},$$

$$B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2.$$

Напряжения в ребрах сетчатой структуры могут быть выражены как

$$\sigma_\varphi = E_\varphi (\varepsilon_x c^2 + \varepsilon_y s^2) = -\frac{E_\varphi P}{2\pi RB} (B_{22}c^2 - B_{12}s^2),$$

а напряжения в металлической обшивке соответственно

$$\sigma_x^m = \bar{E} (\varepsilon_x + \nu \varepsilon_y) = -\frac{\bar{E}P}{2\pi RB} (B_{22} - \nu B_{12}),$$

$$\sigma_y^m = \bar{E} (\varepsilon_y + \nu \varepsilon_x) = -\frac{\bar{E}P}{2\pi RB} (-B_{12} + \nu B_{22}).$$

В качестве ограничений пространства проектирования выступают: общая устойчивость оболочки, местная устойчивость тонкостенной оболочки, ограничение по прочности спирального ребра, ограничение по местной

устойчивости ребра сетчатой структуры. Приведем соответствующие ограничения в виде неравенств.

Общая устойчивость:

$$P_{cr} \leq 4\pi \sqrt{\frac{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}{B_{11}}} D_{11} = P n_o.$$

В данном выражении n_o является коэффициентом безопасности по общей устойчивости, коэффициенты мембранных и изгибной жесткостей B_{11} , B_{12} , B_{22} и D_{11} имеют вид

$$\begin{aligned} B_{11} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E} h_m, \\ B_{12} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi s^2 c^2 + \nu \bar{E} h_m, \\ B_{22} &= 2E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi s^4 + E_{90} h \bar{\delta}_{90} + \bar{E} h_m, \\ D_{11} &= \frac{2}{3} E_\varphi \bar{\delta}_\varphi h^3 c^4 + \bar{E} h^2 h_m. \end{aligned}$$

Местная устойчивость. Выражение для оценки предельного напряжения, допускающегося в ребре без потери устойчивости, выглядит следующим образом:

$$\sigma_\varphi \leq \sigma_{cr}^m \text{ или } n_m \sigma_\varphi = \sigma_{cr}^m, \quad (2)$$

$$\text{где } \sigma_{cr}^m = \frac{k\pi^2}{3} E_\varphi \bar{\delta}_\varphi^2 s^2 c^2,$$

$$\text{а } \sigma_\varphi = -\frac{E_\varphi P}{2\pi R B} (B_{22} c^2 - B_{12} s^2).$$

В данных выражениях n_m является коэффициентом безопасности по местной устойчивости, k – параметр [1, 11], имеющий значение 1,2.

Ограничение по прочности спиральных ребер записывается как

$$\sigma_\varphi \leq \bar{\sigma}, \text{ или } n_r \sigma_\varphi = \bar{\sigma}, \text{ или } \frac{n_r \sigma_\varphi}{\bar{\sigma}} = 1,$$

где n_r является коэффициентом безопасности по прочности спиральных ребер. Имеем

$$\frac{n_r}{\bar{\sigma}} \frac{E_\varphi P}{2\pi R B} (B_{22} c^2 - B_{12} s^2) = 1. \quad (3)$$

Если разделить (3) на (2), получим выражение для определения относительной ширины спиральных ребер

$$\bar{\delta}_\varphi = \frac{1}{\pi c s} \sqrt{\frac{3\bar{\sigma} n_m}{n_r E_\varphi k}}. \quad (4)$$

Так как ограничения по прочности и местной устойчивости после подстановки в них всех необходимых коэффициентов становятся излишне громоздкими и не позволяют получить аналитического решения, введем некоторые допущения. В частности, примем коэффициент Пуассона металлической обшивки $\nu = 0$, а также примем гипотезу о том, что тонкая металлическая обшивка принимает на себя роль кольцевых ребер в анизотропной структуре и позволяет снизить вес конструкции, отказавшись от кольцевых ребер и оставить только спиральные ребра, что не приведет к ухудшению прочностных или жесткостных свойств конструкции. Математически отказ от кольцевых ребер может быть реализован путем принятия их нулевой толщины: $\bar{\delta}_{90} = 0$. Тогда выражения (2), (3) и (4) переписываются следующим образом:

$$\bar{\delta}_\varphi = \frac{1}{\pi c s} \sqrt{\frac{3\bar{\sigma} n_m}{n_r E_\varphi k}}, \quad (5)$$

$$\frac{8\pi E_\varphi n_r h^2 c^2 \bar{E} h_m}{P R \bar{\sigma} n_o} \cdot \frac{\frac{2}{3} E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E} h_m}{2 E_\varphi h \bar{\delta}_\varphi c^4 + \bar{E} h_m} = 1, \quad (6)$$

$$\frac{P n_r c^2}{4\pi R \bar{\sigma} h \bar{\delta}_\varphi (1 - 2c^2 s^2)} = 1. \quad (7)$$

Из выражения (7) и (5) получим высоту ребра, или высоту сетчатой структуры:

$$h = \frac{P n_r c^3 s}{4 R \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2)} \sqrt{\frac{n_r E_\varphi k}{3\bar{\sigma} n_m}}.$$

Возводя правую и левую части данного уравнения в квадрат, можно получить

$$h^2 = \frac{P^2 n_r^3 c^6 s^2 E_\phi k}{48 R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2)^2 n_m}. \quad (8)$$

Из выражений (6) и (8) путем несложных математических преобразований, приводя подобные и сокращая, получим

$$\begin{aligned} (\bar{E}h_m)^2 + \bar{E}h_m \left(\frac{P^2 c^{15} s^3 E_\phi \bar{\delta}_\phi \pi n_r^5 k \sqrt{n_r E_\phi k} - 36 \sqrt{3} R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m \sqrt{\bar{\sigma} n_m}}{6 \sqrt{3} P R \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) \pi n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} \right) - \\ - \frac{\bar{\delta}_\phi R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2) n_o n_m \sqrt{3 n_r E_\phi k}}{\pi n_r^3 c s E_\phi k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} = 0. \end{aligned}$$

Решая вышеприведенное квадратное уравнение относительно $\langle \bar{E}h_m \rangle$, получим

$$\begin{aligned} \bar{E}h_m = \frac{1}{2} \left(\frac{P^2 c^{14} s^2 E_\phi^3 n_r^5 k - 36 R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m}{6 \pi P R \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k} \right) + \\ + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{P^2 c^{14} s^2 E_\phi^3 n_r^5 k - 36 R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_o n_m}{6 \pi P R \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k} \right)^2 + \frac{3 R^2 \bar{\sigma}^3 (1 - 2c^2 s^2) n_o n_m}{\pi^2 n_r^3 c^2 s^2 E_\phi k}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Выражение для определения массы сетчатой структуры без кольцевых ребер, но с металлической обшивкой запишем следующим образом:

$$M = 2 \pi R l (2 \rho_\phi h \bar{\delta}_\phi + \rho_m h_m). \quad (10)$$

В уравнении (10) M – масса оболочки с обшивкой, l – длина оболочки, ρ_ϕ и ρ_m – плотности материалов спиральных ребер и металлической обшивки соответственно.

Анализируя уравнения (10), (5) и (8), можно сделать вывод, что для получения минимального веса конструкции необходимо обеспечить минимальные запасы по общей и местной устойчивости, или записать $n_o = 1$, $n_m = 1$, тогда и $n_o n_m = 1$.

Таким образом, для обеспечения минимального веса сетчатой структуры с металлической обшивкой останется обеспечить минимальное значение толщины металлической обшивки ($h_m \rightarrow \min$), для чего необходимо обеспечить равенство нулю выражения в скобке уравнения (9):

$$\frac{P^2 c^{15} s^3 E_\phi \bar{\delta}_\phi \pi n_r^5 k \sqrt{n_r E_\phi k} - 36 \sqrt{3} R^4 \bar{\sigma}^5 (1 - 2c^2 s^2)^3 n_m n_o \sqrt{\bar{\sigma} n_m}}{6 \sqrt{3} P R \bar{\sigma} (1 - 2c^2 s^2) \pi n_r^4 c^8 s^2 E_\phi^2 k \sqrt{\bar{\sigma} n_m}} = 0. \quad (11)$$

Согласно рис. 4 соотношение $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$ равняется нулю только при углах, равных 0 или 90 градусов, что не реализуется в сетчатых структурах, в связи с этим уравнение (11) преобразуется следующим образом:

$$n_r^5 = \frac{36R^4\bar{\sigma}^5(1 - 2c^2s^2)^3}{P^2kE_\phi^3c^{14}s^2}. \quad (12)$$

Уравнение (12) является заключительным в группе выведенных соотношений и позволяет определить по исходным требованиям и характеристикам применяемых материалов запас прочности спирального ребра сетчатой структуры и окончательно, совместно с выражениями (5), (8) и (9), полностью определить геометрические параметры сетчатой структуры с обшивкой и ее проектировочную массу при помощи уравнения (10).

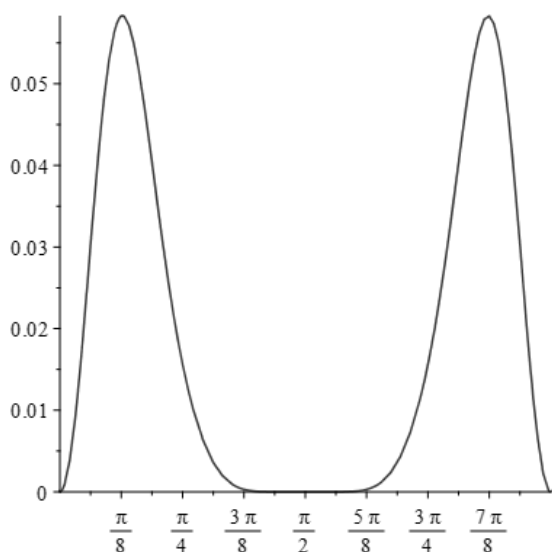


Рис. 4. График функции $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$

Fig. 4. Graph of a function $(1 - 2c^2s^2)c^8s^2$

Результаты расчетов

Для проверки проведенных математических преобразований и полученных соотношений проведем численный эксперимент при помощи метода конечных элементов.

Рассмотрим задачу определения оптимальных параметров сетчатой структуры с металлической обшивкой диаметром 2 м и длиной 4 м. Количество пар спиральных ребер – 96, материал сетчатой структуры – углекомпозит на основе углеродного жгута Umatex UMT49S и эпоксидного связующего ЭХД-МД, материал обшивки – алюминиевый сплав АМг6. Проектирование осуществляется на осевую сжимающую нагрузку величиной 4МН.

В расчетах принимались следующие физико-механические характеристики (ФМХ) углекомпозита: $E_\phi = 90$ ГПа, $\mu_{21} = 0,19$, $\rho_\phi = 1550$ кг/м³. Характеристики для металлической обшивки: $E = 71,2$ ГПа, $\nu = 0,3$, $\rho_m = 2780$ кг/м³.

Уравнения (5), (8), (9)–(12) в результате вычислений позволяют построить графики, представленные на рис. 5.

Модель сетчатой структуры, состоящая из спиральных ребер и тонкой металлической обшивки, соединенных между собой в ограниченном количестве локальных точек (около 2,5 тыс. креплений), представлена на рис. 6. Для наглядности ребра и обшивка представлены с добавлением эффекта прозрачности.

В данной модели ребра моделируются при помощи одномерных балочных элементов, а обшивка при помощи элементов типа пластина. Количество элементов в модели составляет 364 033, количество узлов – 359 137.

Обсуждение полученных результатов

Анализ внешнего вида деформированного состояния (рис. 7) показывает, что металлическая обшивка с дискретными элементами крепления ведет себя внешне очень похоже на поведение кольцевых ребер.

Из рис. 5, б была выбрана структура с углом наклона спиральных ребер 16,875°. Для этой структуры, согласно рисунку, толщина металлической обшивки составляет 0,8 мм, высота спиральных ребер сетчатой структуры – 9 мм, ширина спиральных ребер – 5 мм. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

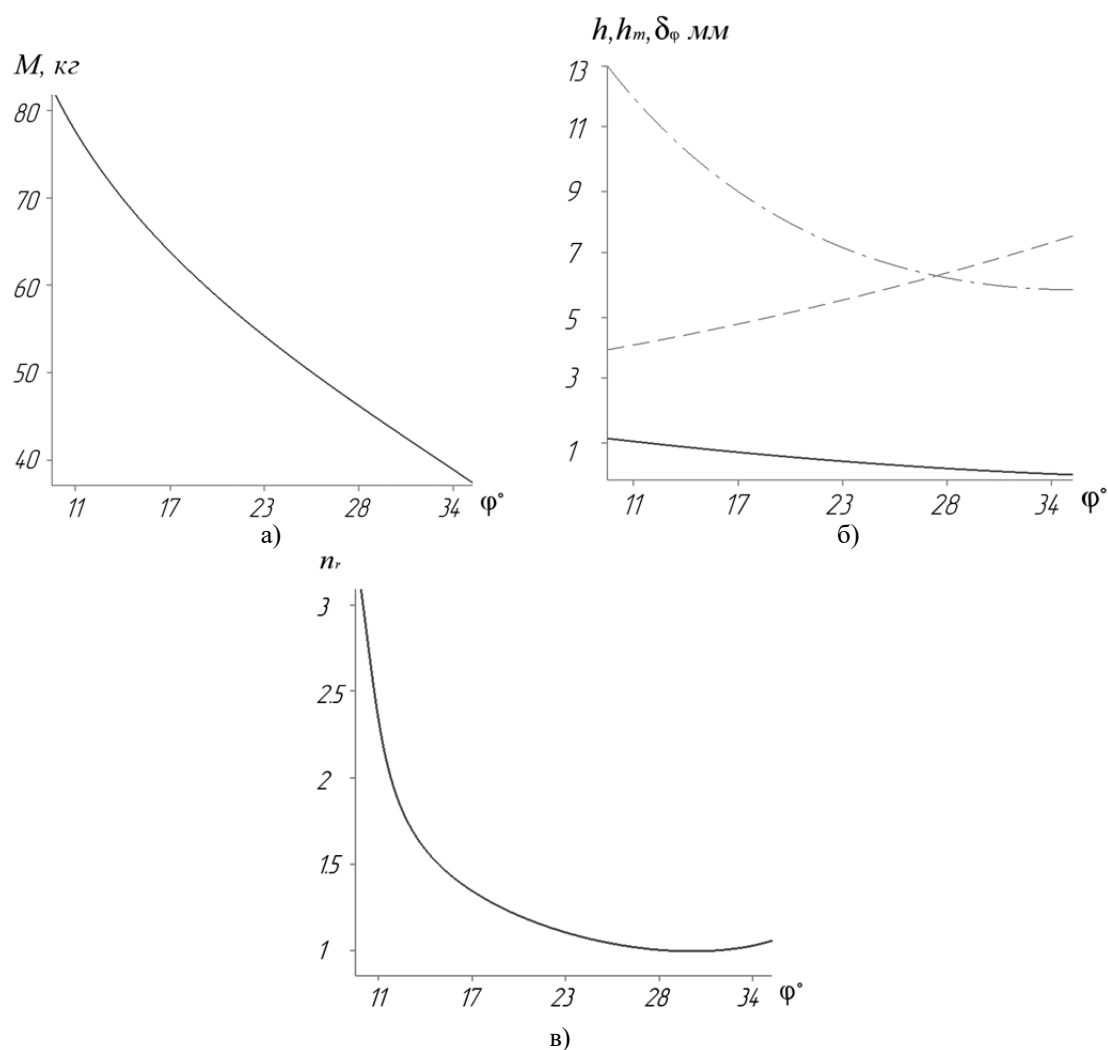


Рис. 5. Зависимости массы (а), геометрических параметров сетчатой структуры (б) (штрих-пунктирная линия – высота спирального ребра h , штриховая линия – ширина ребра δ_φ , сплошная линия – толщина металлической обшивки h_m) и коэффициента запаса прочности (в) от угла наклона спиральных ребер (от 10 до 35 градусов)

Fig. 5. Dependences of the mass (а), the geometric parameters of the lattice structure (б) (dashed-dotted line is the height of the spiral rib h , the dashed line is the width of the rib δ_φ , the solid line is the thickness of the metal skin h_m) and the load factor (в) on the inclination angle of spiral ribs (from 10 to 35 degrees)

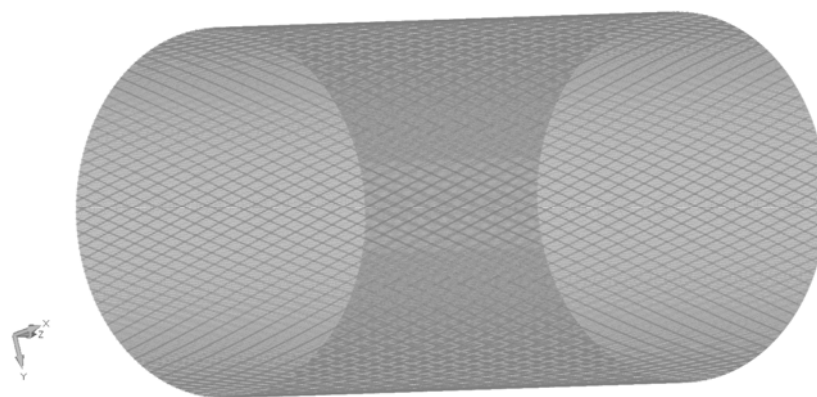


Рис. 6. Конечноеэлементная модель сетчатой структуры с металлической обшивкой и без кольцевых ребер
Fig. 6. FEM of the lattice structure with metal skin and without ring ribs

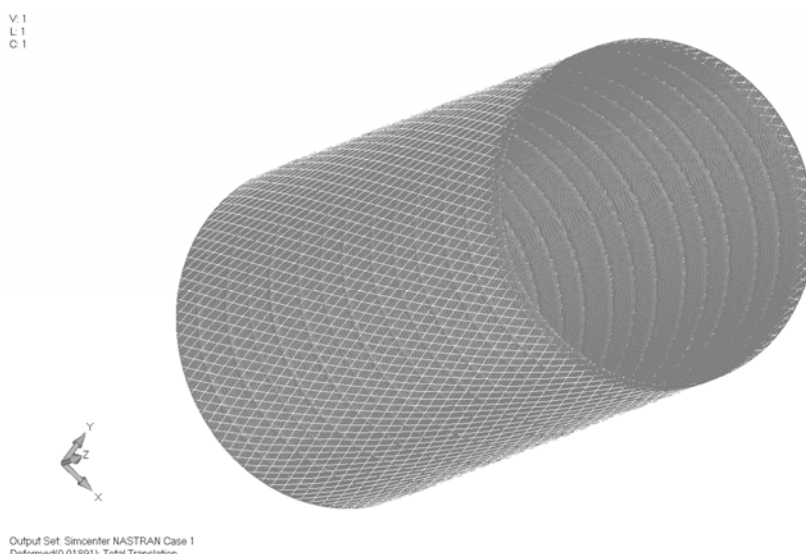


Рис. 7. Картина деформирования структуры из спиральных ребер и металлической обшивки, скрепленных дискретными крепежными элементами, при нагружении осевой сжимающей силой
Fig. 7. Deformation pattern of the structure made of spiral ribs and metal skin, fastened with discrete fasteners, when loaded with an axial compressive force

Таблица 1
Table 1

Результаты расчетов и численного эксперимента
Calculations and numerical experiment results

	Масса конструкции, кг	Запас прочности спирального ребра
Оптимальное проектирование	114,25*	1,21
КЭ-модель	111,75	1,24
Относительная погрешность, Δ	2,19 %	2,48 %
*Примечание. В случае традиционного проектирования без учета металлической обшивки вес аналогичной сетчатой структуры составит 112,6 кг, а дополнительный вес металлической алюминиевой обшивки 55,8 кг.		

Анализируя результаты, представленные в табл. 1, можно сделать вывод о том, что значения, полученные по формулам, представленным в настоящей статье, отличаются от результатов численного эксперимента не более чем на 2,5 %, что вполне достаточно для целей проектировочного расчета, при этом оценка массы происходит с небольшим превышением (2,19 %), что позволяет рассчитывать на более точное соответствие полученных проектировочных значений реальной конструкции в связи с некоторым неизбежным увеличением массы итогового изделия из-за технологических особенностей производства – наличия наплывов связующего, финишной шпатлевки и т. п. В то же время

оценка запаса прочности получается с некоторым занижением коэффициента безопасности (около 2,5 %), что идет в запас реальной изготовленной конструкции.

Если же сравнивать предлагаемый подход с традиционным, использующимся в настоящее время [1, 11–13], то экономия массы за счет учета работы обшивки может составить 32 %.

Заключение

В заключение можно сказать о том, что в работе предложен новый метод оптимального проектирования сетчатых конструкций, име-

ющих внешние обшивки, позволяющий привести к существенной экономии массы конструкции по сравнению с существующими проекторочными методиками.

Список литературы

1. **Vasiliev V.V., Morozov E.V.** Advanced mechanics of composite materials and structures. 4th ed. USA: Elsevier, 2018. 856 p. DOI: 10.1016/C2016-0-04497-2
2. **Giusto G., Totaro G., Spena P. и др.** Composite grid structure technology for space applications // *Materialstoday: proceedings*. 2021. Vol. 31, part 1. Pp. 332–340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754
3. **Васильев В.В., Разин А.Ф.** Перспективы применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2016. № 11–12. С. 3–12.
4. **Бокучава П.Н., Евстафьев В.А., Бабук В.А.** Численное исследование влияния расположения кольцевых ребер на массу композитной сетчатой цилиндрической оболочки // *Конструкции из композиционных материалов*. 2020. № 1 (157). С. 3–5.
5. **Разин А.Ф., Слитков М.Н., Гарашенко 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.
6. **Коробейников А.Г., Барынин А.В., Жгутов А.В.** Оптимизация технологии намотки сетчатых оболочек с использованием многоленточных раскладывающих устройств // *Вопросы оборонной техники. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении*. 2018. № 2 (189). С. 17–21.
7. **Sorrentino L.** Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results / L. Sorrentino, M. Marchetti, C. Bellini, A. Delfini, M. Albano // *Composite Structures*. 2016. Vol. 143. Pp. 189–201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043
8. **Toh W., Yap Y.L., Koneru R. и др.** An investigation on internal lightweight load bearing structures [Электронный ресурс] // *International Journal of Computational Materials Science and Engineering (IJCMSE)*. 2018. Vol. 07, no. 04. ID: 1850025. 11 p. DOI: 10.1142/S2047684118500252 (дата обращения: 28.11.2021).
9. **Ding B.** Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method / B. Ding, J. Liu, Z. Huang, X. Li, X. Wu, L. Cai [Электронный ресурс] // *Journal of Building Engineering*. 2020. Vol. 32. ID: 101674. DOI: 10.1016/j.jobe.2020.101674 (дата обращения: 28.11.2021).
10. **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
11. **Азаров А.В., Разин А.Ф.** Континуальная модель сетчатой композитной структуры // *Механика композитных материалов и конструкций*. 2020. Т. 26, № 2. С. 269–281. DOI: 10.33113/mkmk.ras.2020.26.02.269_281.09
12. **Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А.** Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.
13. **Бунаков В.А.** Оптимальное проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек // *Механика конструкций из композиционных материалов: сборник научных статей*, 1992. Вып. 1. С. 101–125.
14. **Liu F.** Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity / F. Liu, R. Feng, K.D. Tsavdaridis, G. Yan [Электронный ресурс] // *Engineering Structures*. 2020. Vol. 204. ID: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910 (дата обращения: 28.11.2021).
15. **Yadzi M.S., Rostami S.L.L., Kohlahdooz A.** Optimization of geometric parameters in a specific composite lattice structure using neural networks and ABC algorithm // *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2016. Vol. 30, no. 4. Pp. 1763–1771. DOI: 10.1007/s12206-016-0332-1

16. Li Zi-ying, Gan H. Optimal design of space grid structure // International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2015), 2015. Pp. 41–45.

17. Francisco M.B. Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel / M.B. Francisco, J.L.J. Pereira, G.A. Oliver, F.H.S. da Silva, S.S. da Cunha Jr. G.F. Gomes [Электронный ресурс] // Computers & Structures. 2021. Vol. 249. ID: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508 (дата обращения: 28.11.2021).

18. Беззаметнов О.Н. Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии / О.Н. Беззаметнов, В.И. Митрайкин, В.И. Халиулин, В.А. Марковцев, А.Н. Шаныгин // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 4. С. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2 021-4-78-91

19. 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

20. Склезнев А.А. Несущая сетчатая оболочка из композиционных материалов с металлической обшивкой и способ ее изготовления / А.А. Склезнев, В.В. Васильев, А.Ф. Разин, В.А. Салов. Патент RU № 2765630 C1 / B64C 1/12, 01.02.2022.

References

1. Vasiliev, V.V. & Morozov, E.V. (2018). *Advanced mechanics of composite materials and structures*. 4th ed. Elsevier, 856 p. DOI: 10.1016/C2016-0-04497-2

2. Giusto G., Totaro G., Spina P. et al. (2021). *Composite grid structure technology for space applications*. Materialstoday: proceedings, vol. 31, part 1, pp. 332–340. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.05.754

3. Vasiliev, V.V. & Razin, A.F. (2016). *The outlook for the application of composite lattice structures to commercial aircraft frames*. All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”), no. 11–12, pp. 3–12. (in Russian)

4. Bokuchava, P.N., Evstafyev, V.A. & Babuk, V.A. (2020). *Numerical analysis of the influence of the circular ribs location on lattice cylindrical shells composite mass*. Composite Materials Constructions, no. 1 (157), pp. 3–5. (in Russian)

5. Razin, A.F., Slitkov, M.N. & Garashchenko, A.N. (2018). [Method for modeling the thermal state of compartments made of grid composite shells for rocket and space technology products]. Voprosy oboronnoy tekhniki. Kompozitsionnyye nemetallicheskiye materialy v mashinostroyenii, no. 2 (189), pp. 28–34. (in Russian)

6. Korobejnikov, A.G., Barynin, A.V. & Zhgutov, A.V. (2018). [Optimization of mesh winding technology using multi-tape unfolding devices]. Voprosy oboronnoy tekhniki. Kompozitsionnyye nemetallicheskiye materialy v mashinostroyenii, no. 2 (189), pp. 17–21. (in Russian)

7. Sorrentino, L., Marchetti, M., Bellini, C., Delfini, A. & Albano, M. (2016). *Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results*. Composite Structures, vol. 143, pp. 189–201. DOI: 10.1016/j.compstruct.2016.02.043

8. Toh, W., Yap, Y.L., Koneru, R. et al. (2018). *An investigation on internal lightweight load bearing structures*. International Journal of Computational Materials Science and Engineering (IJCMSE), vol. 07, no. 04. ID: 1850025. 11 p. HYPERLINK "<https://doi.org/10.1142/S2047684118500252>" DOI: 10.1142/S2047684118500252 (accessed: 28.11.2021).

9. Ding, B., Liu, J., Huang, Z., Li, X., Wu, X. & Cai, L. (2020). *Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method*. Journal of Building Engineering, vol. 32, ID: 101674. DOI: 10.1016/j.jobe.2020.101674 (accessed: 28.11.2021).

10. Krivoshapko, S.N. (2019). *Optimal shells of revolution and main optimizations*. Structural Mechanics of Engineering Construc-

tions and Buildings, vol. 15, no. 3, pp. 201–209. DOI: 10.22363/1815-5235-2019-15-3-201-209

11. Azarov, A.V. & Razin, A.F. (2020). *Continuum model of the lattice composite structure.* Mekhanika kompozitnykh materialov i konstruktsiy, vol. 26, no. 2, pp. 269–281. DOI: 10.33113/mkmk.ras.2020.26.02.269_281.09 (in Russian)

12. Obratsov, I.F., Vasilev, V.V. & Bunakov, V.A. (1977). [*Optimal reinforcement of rotary shell made of composite materials*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 144 p. (in Russian)

13. Bunakov, V.A. (1992). [*Optimal design of the lattice composite cylindrical shells*]. Mekhanika konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov: sbornik nauchnykh statey, pp. 101–125. (in Russian)

14. Liu, F., Feng, R., Tsavdaridis, K.D. & Yan, G. (2020). *Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity.* Engineering Structures, vol. 204, ID: 109910. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109910 (accessed: 28.11.2021).

15. Yadzi, M.S., Rostami, S.L.L. & Kollahdoz, A. (2016). *Optimization of geometric parameters in a specific composite lattice structure using neural networks and ABC algorithm.* Journal of Mechanical Science and Technology, vol. 30, no. 4, pp. 1763–1771. DOI: 10.1007/s12206-016-0332-1

16. Li, Zi-ying & Gan, H. (2015). *Optimal design of space grid structure.* International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2015), pp. 41–45.

17. Francisco, M.B., Pereira, J.L.J., Oliver, G.A., da Silva, F.H.S., da Cunha Jr., S.S. & Gomes, G.F. (2021). *Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel.* Computers & Structures, vol. 249, ID: 106508. DOI: 10.1016/j.compstruc.2021.106508 (accessed: 28.11.2021).

18. Bezzametnov, O.N., Mitryaikin, V.I., Khaliulin, V.I., Markovtsev, V.A. & Shanygin, A.N. (2021). *Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials.* Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 4, pp. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2 021-4-78-91 (in Russian)

19. Maskajkin, V.A. & Mahrov, V.P. (2021). *Thermal conductivity research of the aircraft heat-insulating skin under flight conditions.* Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 4, pp. 118–130. DOI: 10.34759/vst-2021-4-118-130 (in Russian)

20. Skleznev, A.A., Vasiliev, V.V., Razin, A.F. & Salov, V.A. (2022). *Structural mesh shell made of composite materials with metal skin and method for manufacture thereof.* Patent RU, no. 2765630 C1 / B64C 1/12, February 01, 2022. (in Russian)

Сведения об авторах

Склезнев Андрей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, andrey@skleznev.ru.

Червяков Александр Анатольевич, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, matinamylo@yandex.ru.

Агапов Илья Георгиевич, кандидат технических наук, доцент МАИ (НИУ), Институт 11, кафедра технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем, i.agapov54@inbox.ru.

Information about the authors

Andrey A. Skleznev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, andrey@skleznev.ru.

Alexander A. Chervyakov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, matinamylo@yandex.ru.

Илья Г. Агапов, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Institute 11, Technology of the Composite Materials, Constructions and Microsystems Chair, i.agapov54@inbox.ru.

Поступила в редакцию 30.03.2022
Принята в печать 25.07.2022

Received 30.03.2022
Accepted for publication 25.07.2022