

Проектный анализ подкрепленной композитной оболочки

© А.В. Егоров¹, В.Н. Егоров²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² Московский авиационный институт, Москва, 125993, Россия

Дана постановка задачи проектировочного расчета подкрепленной композитной оболочки как связанной задачи двух оболочек — слоистой и сетчатой (ребристой). Слоистая оболочка образована одним двойным спиральным монослоем, сетчатая оболочка набрана из продольных и поперечных ребер. Основу континуальной модели подкрепленной оболочки составляет матрица жесткости, равная сумме матриц жесткости квазиоднородных слоистой и ребристой оболочек, которые жестко связаны между собой и деформируются без проскальзывания. Распределение внешней осевой нагрузки между двумя оболочками производится из условий статики. Толщины оболочек определяются из условия прочности. Угол намотки слоистой обшивки находится путем итераций с достижением функции цели, например, минимальной массы конструкции. Поиск поперечных размеров ребер осуществляется из условия прочности с предварительным заданием одного из параметров ребер. Полученные соотношения позволяют определять напряженно-деформированное состояние подкрепленных композитных оболочек цилиндрической формы.

Ключевые слова: подкрепленная композитная оболочка, сетчатая оболочка, слоистая обшивка, проектирование летательных аппаратов, прочность оболочечной конструкции, напряженно-деформированное состояние

Введение. В современных конструкциях летательных аппаратов применяются вафельные оболочки из традиционных и новых металлических сплавов, что снижает весовые показатели конструкций. Повысить весовую эффективность тонкостенных конструкций можно, применяя композитные материалы. С учетом накопленного опыта применения металлических вафельных оболочек целесообразно перенести его и на композитные конструкции, для чего усиливать композитные оболочки композитными подкреплениями: спиральными, кольцевыми и продольными ребрами. Изготавливаются такие конструкции в едином технологическом процессе, что обеспечивает прочную связь внешней многослойной оболочки и внутренней ребристой (сетчатой) оболочки (рис. 1). Этот факт кладется в основу проектного расчета композитной подкрепленной оболочки.

Цель данной статьи — предложить подход к проектировочному расчету композитных подкрепленных оболочек, состоящих из наружной слоистой оболочки толщиной h_c и внутренней ребристой (сетчатой) оболочки толщиной h_p . Применяется континуальная модель.

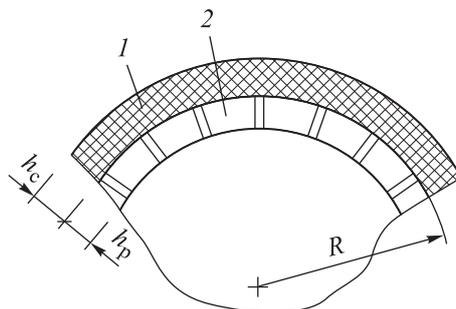


Рис. 1. Схема цилиндрической композитной подкрепленной оболочки:

1 — слоистая обшивка; 2 — ребристая оболочка; h_c , h_p — толщина наружной и внутренней оболочек соответственно; R — радиус подкрепленной оболочки

Постановка задачи. Исследования в области композитных сетчатых оболочечных конструкций проводятся в России [1–6] и за рубежом [7–10]. Для расчетов используются континуальные и дискретные модели. В континуальных моделях сетчатая структура заменяется условно сплошной однородной средой, в дискретных моделях — системой стержневых или балочных элементов. Расчет по дискретным моделям проводится методом конечных элементов [5, 6, 8, 10]. Континуальные модели [3, 7–9] имеют разный уровень сложности, что обусловлено допущениями о деформировании ячеек сетки.

При анализе несущей способности сетчатых конструкций различают несколько механизмов разрушения: прочность и деформативность [11], местная потеря устойчивости ребер [12], общая потеря устойчивости сетчатой оболочки [13, 14]. Внедрение сетчатых оболочек в конструкции летательных аппаратов вызвало развитие динамических расчетов [15–17]. Появились работы, посвященные анализу прогрессивного разрушения сетчатых конструкций [18–25]. В публикациях отмечается, что континуальные модели являются предпочтительными для проектировочных расчетов сетчатых конструкций, при этом о расчете подкрепленных композитных оболочек информации мало. Поэтому в данной работе ставится задача получить замкнутые решения, позволяющие проектировать подкрепленные оболочечные конструкции с учетом слоистости обшивки и наличия системы ребер.

Конструкции имеют форму цилиндрических оболочек радиусом R , нагруженных осевой сжимающей силой. Рассматривается упругое деформирование конструкции, а ребра работают только на растяжение — сжатие. Ребра имеют однонаправленную структуру волокнистого композитного материала, в качестве предела прочности F_1 принимается характеристика F_{-1} при сжатии как наиболее опасный случай нагружения.

Результатом проектировочного расчета цилиндрической подкрепленной оболочки является определение из условия прочности толщины h_c и углов армирования $\pm\varphi$ слоистой обшивки, а также толщины h_p ребристой (сетчатой) оболочки и размеров поперечного прямоугольного сечения ребер (ширины кольцевых δ_k и продольных $\delta_{\text{п}}$ ребер и высоты h_p ребер). Расстояния между кольцевыми a_k и продольными $a_{\text{п}}$ ребрами (рис. 2) считаются заданными.

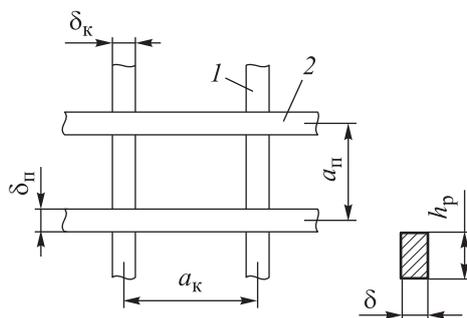


Рис. 2. Схема сетчатой оболочки:

1 — кольцевое ребро; 2 — продольное ребро

Матрица жесткости подкрепленной композитной оболочки.

Построение матрицы жесткости подкрепленной композитной оболочки будем вести на основе энергетического подхода [26]. Примем, что наружная оболочка (обшивка) (см. рис. 1) состоит из одного спирального монослоя. Сетчатая (ребристая) оболочка образована кольцевыми и продольными ребрами. В процессе нагружения обшивка и сетчатая оболочка деформируются совместно, без смещения. Тогда матрицу жесткости подкрепленной оболочки $[G]$ можно рассматривать в виде суммы матриц жесткости слоистой обшивки $[G_c]$ и системы ребер $[G_p]$:

$$[G] = [G_c] + [G_p]. \quad (1)$$

Матрицы $[G_c]$ и $[G_p]$ получают в соответствии с принципом энергетической континуализации, т. е. энергетической заменой дискретных систем квазиоднородными.

В целях получения аналитических решений выберем для описания слоистой обшивки нитяную модель, не учитывающую связующее в композите. Тогда матрица жесткости $[G]$ подкрепленной композитной оболочки будет состоять из следующих элементов:

$$\begin{aligned} g_{xx} &= E_1 \cos^4 \varphi + E_{\Pi} \bar{\delta}_{\Pi}; & g_{yy} &= E_1 \sin^4 \varphi + E_{\kappa} \bar{\delta}_{\kappa}; & g_{xy} &= E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi; \\ \Delta &= g_{xx}g_{yy} - g_{xy}^2 = E_1 \sin^4 \varphi \cdot E_{\Pi} \bar{\delta}_{\Pi} + E_1 \cos^4 \varphi \cdot E_{\kappa} \bar{\delta}_{\kappa} + E_{\Pi} \bar{\delta}_{\Pi} E_{\kappa} \bar{\delta}_{\kappa}, \end{aligned} \quad (2)$$

где E_1 , E_{Π} , E_{κ} — модули упругости однонаправленного композита в обшивке, в продольных и кольцевых ребрах соответственно.

Относительную ширину продольного $\bar{\delta}_{\Pi}$ и кольцевого $\bar{\delta}_{\kappa}$ ребра находят как отношения:

$$\bar{\delta}_{\Pi} = \delta_{\Pi}/a_{\Pi}; \quad \bar{\delta}_{\kappa} = \delta_{\kappa}/a_{\kappa}. \quad (3)$$

Для того чтобы определить связь деформаций с напряжениями в условно однородной подкрепленной оболочке, выпишем элементы матрицы податливости $[S]$:

$$\begin{aligned} S_{xx} &= (E_1 \sin^4 \varphi + E_{\kappa} \bar{\delta}_{\kappa}) \Delta^{-1}; & S_{yy} &= (E_1 \cos^4 \varphi + E_{\Pi} \bar{\delta}_{\Pi}) \Delta^{-1}; \\ S_{xy} &= -E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi \cdot \Delta^{-1}; & S_{tt} &= (E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi)^{-1}. \end{aligned} \quad (4)$$

Тогда

$$\{\varepsilon\} = [S]\{\sigma\}, \quad (5)$$

где $\{\varepsilon\}$ и $\{\sigma\}$ — вектора деформаций и напряжений в подкрепленной оболочке, $\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_x, \varepsilon_y, \sigma_{xy}\}^T$, $\{\sigma\} = \{\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}\}^T$.

Пусть подкрепленная оболочка нагружена осевой силой N , тогда $\{\sigma\} = \{\sigma_{x0}, 0, 0\}^T$, где

$$\sigma_{x0} = \frac{N}{2\pi RH} = \sigma_0. \quad (6)$$

Полная толщина подкрепленной оболочки определяется как сумма толщин наружной слоистой и внутренней ребристой (сетчатой) оболочек:

$$H = h_c + h_p. \quad (7)$$

Согласно (5), осредненные деформации $\{\varepsilon\}$ будут:

$$\{\varepsilon\} = \{\alpha_x \sigma_0, -\alpha_y \sigma_0, 0\}^T. \quad (8)$$

Здесь введены обозначения:

$$\alpha_x = S_{xx}, \quad \alpha_y = -S_{xy}. \quad (9)$$

Для двойной (подкрепленной) оболочки запишем условие равновесия:

$$\begin{cases} \sigma_x^{(c)} h_c + \sigma_x^{(p)} h_p = \sigma_0 H; \\ \sigma_y^{(c)} h_c + \sigma_y^{(p)} h_p = 0, \end{cases} \quad (10)$$

где $\sigma_x^{(c)}$, $\sigma_y^{(c)}$, $\sigma_x^{(p)}$, $\sigma_y^{(p)}$ — осевые и окружные напряжения в слоистой обшивке и в ребристой оболочке.

В случае нитяной модели напряжения $\sigma_x^{(c)}$ и $\sigma_y^{(c)}$ в обшивке связаны соотношением [27]

$$\sigma_y^{(c)} = \sigma_x^{(c)} \operatorname{tg}^2 \varphi_c. \quad (11)$$

Соотношение (11) означает, что только при его выполнении двойной спиральный монослой обшивки, в соответствии с нитяной моделью, будет воспринимать внешнюю нагрузку; иначе монослой будет кинематически изменяемым.

Соотношения между напряжениями $\sigma_x^{(p)}$ и $\sigma_y^{(p)}$ в ребристой оболочке получим из следующих равенств:

$$\begin{cases} \sigma_x^{(p)} = E_n \bar{\delta}_n \varepsilon_x = E_n \bar{\delta}_n \alpha_x \sigma_0; \\ \sigma_y^{(p)} = E_k \bar{\delta}_k \varepsilon_y = -E_k \bar{\delta}_k \alpha_y \sigma_0, \end{cases} \quad (12)$$

из которых имеем

$$\sigma_y^{(p)} = -\beta \sigma_x^{(p)}, \quad (13)$$

где $\beta = \frac{E_k \bar{\delta}_k}{E_n \bar{\delta}_n} \frac{E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi}{E_1 \sin^4 \varphi + E_k \bar{\delta}_k}$.

После подстановки (11) и (13) в уравнения (10) и ряда преобразований находим:

$$\sigma_x^{(c)} = \frac{\beta_1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_c}; \quad \sigma_y^{(c)} = \frac{\beta}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_c}; \quad (14)$$

$$\sigma_x^{(p)} = \frac{1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_p}; \quad \sigma_y^{(p)} = -\frac{\beta}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_p}, \quad (15)$$

где $\beta_1 = \beta \operatorname{tg}^{-2} \varphi_c$.

Безразмерный коэффициент β_1 показывает, какая часть внешней нагрузки приходится на слоистую обшивку и на ребристую оболочку.

Напряжения в обшивке $\sigma_x^{(c)}$ и $\sigma_y^{(c)}$ можно выразить также с помощью соотношений статики через напряжения $\sigma_{11}^{(c)}$ в однонаправленной ленте композита, уложенного под углом φ_c к образующей цилиндра:

$$\sigma_x^{(c)} = \sigma_{11}^{(c)} \cos^2 \varphi; \quad \sigma_y^{(c)} = \sigma_{11}^{(c)} \sin^2 \varphi. \quad (16)$$

Принимая условие равнопрочности и считая $\sigma_{11}^{(c)} = F_{-1}^{(c)}$, запишем:

$$\sigma_x^{(c)} = F_{-1}^{(c)} \cos^2 \varphi; \quad \sigma_y^{(c)} = F_{-1}^{(c)} \sin^2 \varphi,$$

где $F_{-1}^{(c)}$ — предел прочности при сжатии однонаправленного композита.

С учетом (14) будем иметь:

$$\begin{aligned} \frac{\beta_1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_c} &= F_{-1}^{(c)} \cos^2 \varphi; \\ \frac{\beta}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_c} &= F_{-1}^{(c)} \sin^2 \varphi. \end{aligned} \quad (17)$$

Из первого уравнения системы (17) находим толщину слоистой обшивки h_c :

$$h_c = \frac{\beta_1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{F_{-1}^{(c)} \cos^2 \varphi}. \quad (18)$$

Угол намотки φ_c следует выбирать с учетом механических и геометрических характеристик ребер в последующих расчетах.

Толщину ребер h_p определим из условия прочности продольного ребра, а именно

$$\sigma_{\pi} = \sigma_x^{(p)} / \bar{\delta}_{\pi} = F_{-1}^{(p)}, \quad (19)$$

где $F_{-1}^{(p)}$ — предел прочности при сжатии материала ребер.

Из (15) и (19) имеем:

$$\frac{1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{h_p \bar{\delta}_{\pi}} = F_{-1}^{(p)},$$

откуда

$$h_p = \frac{1}{1 + \beta_1} \frac{\sigma_0 H}{\bar{\delta}_{\pi} F_{-1}^{(p)}}. \quad (20)$$

Безразмерный коэффициент β найдем из условия равнопрочности продольных и кольцевых ребер и с учетом равенства (15). Получаем

$$\beta = 1. \quad (21)$$

Это значение рассматриваем как предельный случай, так как в реальности при действии осевой силы на подкрепленную оболочку значение коэффициента должно быть $0 < \beta < 1$ из-за того, что продольные и кольцевые ребра связаны только через обшивку.

Условие (21) позволяет находить ширину ребер — продольных $\delta_{\text{п}}$ и кольцевых $\delta_{\text{к}}$, если предварительно задана величина $\bar{\delta}_{\text{п}}$ или $\bar{\delta}_{\text{к}}$. Пусть задано $\bar{\delta}_{\text{к}}$. Тогда из (21) и (13) имеем:

$$\bar{\delta}_{\text{п}} = \frac{E_{\text{к}} \bar{\delta}_{\text{к}}}{E_{\text{п}}} \frac{E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi}{E_1 \sin^4 \varphi + E_{\text{к}} \bar{\delta}_{\text{к}}}. \quad (22)$$

Если задано $\bar{\delta}_{\text{п}}$, то

$$\bar{\delta}_{\text{к}} = \frac{E_{\text{п}} \bar{\delta}_{\text{п}}}{E_{\text{к}}} \frac{E_1 \sin^4 \varphi}{E_1 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi - E_{\text{п}} \bar{\delta}_{\text{п}}}. \quad (23)$$

При задании $\bar{\delta}_{\text{п}}$ или $\bar{\delta}_{\text{к}}$ должны выполняться условия, накладываемые на элементы матрицы жесткости g_{xx} , g_{yy} , g_{xy} (2) композитной подкрепленной оболочки в виде

$$g_{xy} < g_{xx}, \quad g_{xy} < g_{yy}. \quad (24)$$

Условия (24) сводятся к неравенствам:

$$E_{\text{к}} \bar{\delta}_{\text{к}} > E_1 \sin^2 \varphi (\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi), \quad (25)$$

или

$$E_{\text{п}} \bar{\delta}_{\text{п}} > E_1 \cos^2 \varphi (\sin^2 \varphi - \cos^2 \varphi). \quad (26)$$

Очевидно, что при $\cos^2 \varphi > \sin^2 \varphi$, т. е. для углов армирования $\varphi < 45^\circ$ выполняется условие (25), а значит, величина $\bar{\delta}_{\text{к}}$ должна быть ограничена снизу, и поэтому $\bar{\delta}_{\text{к}}$ должна задаваться согласно неравенству

$$\bar{\delta}_{\text{к}} > \frac{E_1}{E_{\text{к}}} \sin^2 \varphi (\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi). \quad (27)$$

При этом величина $\bar{\delta}_{\text{п}}$ может быть любой, ее находим по формуле (22).

В случае $\cos^2 \varphi < \sin^2 \varphi$, т. е. при $\varphi_c > 45^\circ$, выполняется условие (26), и тогда следует задавать $\bar{\delta}_n$ согласно неравенству

$$\bar{\delta}_n > \frac{E_1}{E_n} \cos^2 \varphi (\sin^2 \varphi - \cos^2 \varphi). \quad (28)$$

В этом случае $\bar{\delta}_k$ может быть любой и определяться по формуле (23).

Полученная система уравнений (18), (20), (22), (23) дает возможность решать связанную задачу проектирования композитной подкрепленной оболочки при дополнительном условии на параметр $\bar{\delta}_k/\bar{\delta}_n$. Для достижения функции цели, например, минимальной массы конструкции композитной подкрепленной оболочки, необходимо провести расчеты, варьируя параметры φ_c , $\bar{\delta}_k/\bar{\delta}_n$, а также расстояния между продольными a_n и кольцевыми a_k ребрами. Наиболее эффективно поиск может быть осуществлен с применением компьютерных технологий.

Заключение. Предложенный порядок проектирования рассчитан на создание сложных композитных оболочечных конструкций. Неоднородность таких конструкций ведет к необходимости ориентировать проектные задачи на учет слоистой и дискретной структуры. Объединение указанных факторов для композитных подкрепленных оболочек реализуется путем суммирования матриц жесткости, что позволило сформулировать общий подход к проектному анализу. В основу континуальной модели положено условие средней деформации, что дало возможность отобразить особенности производства композитных подкрепленных оболочек, в котором слоистая оболочка (обшивка) и система продольно-поперечных ребер оказываются жестко связанными в результате технологического процесса намотки и выкладки. Полученные в работе соотношения направлены на проектирование структуры композитного материала для цилиндрической оболочки, нагруженной осевой силой.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Азаров А.В. *Расчет и оптимизация интегральных сетчатых композитных конструкций космических аппаратов*. Дис. ... д-ра техн. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. 357 с.
- [2] Васильев В.В., Никитюк В.А., Разин А.Ф., Федоров В.В. О влиянии углов ориентации спиральных ребер на перемещения конической и цилиндрической сетчатых оболочек. *Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композитные неметаллические материалы в машиностроении*, 2012, вып. 1 (164)–2 (165), с. 3–12.
- [3] Шатов А.В. *Моделирование деформативности композитных сетчатых цилиндрических корпусов космических аппаратов*. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Томск, 2016, 147 с.

- [4] Бурнышева Т.В. *Разработка и применение методологии вычислительного эксперимента при расчете и диагностике анизогридных конструкций космических летательных аппаратов*. Дис. ... д-ра техн. наук. Новокузнецк, 2017, 451 с.
- [5] Кондаков И.О. *Исследования статической и ударной прочности сетчатых композитных конструкций фюзеляжа*. Дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2020, 138 с.
- [6] Самипур С.А. *Проектирование и технология изготовления сетчатых конструкций летательных аппаратов с плетеной системой армирования*. Дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2018, 134 с.
- [7] Lopatin A.V., Morozov E.V., Shatov A.V. An analytical expression for fundamental frequency of the composite lattice cylindrical shell with clamped edge. *Composite Structures*, 2016, vol. 141, pp. 232–239. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.01.053>
- [8] Taghavian H., Bassaki S. Analysis of composite rim. *Journal of Automotive and Applied Mechanics*, 2013, vol. 1, issue 1, 10 p.
- [9] Zheng Q., Ju S., Jiang D. Anisotropic mechanical properties of diamond lattice composites structures. *Composite Structures*, 2014, vol. 109 (1), pp. 23–30. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.10.053>
- [10] Yazdani S., Rahimi G.H. Experimental and numerical stress analysis of glass fiber-reinforced polymer (GFRP)-stiffened shells with cutout under axial loading. *Scientific Research and Essays*, 2013, vol. 8 (21), pp. 902–916.
- [11] Лопатин А.В., Хахленкова А.А. Конечнo-элементное моделирование сетчатого композитного соединительного отсека космического аппарата. *Известия Российской академии наук. Механика твердого тела*, 2018, № 4, с. 94–99. DOI: 10.31857/S057232990000709-9
- [12] Weber M.J., Middendorf P. Semi-analytical skin buckling of curved orthotropic grid-stiffened shells. *Composite structures*, 2014, no. 108, pp. 616–624. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.09.031>
- [13] Xu Y., Yan T., Liu M., Suman B. A new effective smeared stiffener method for global buckling analysis of grid stiffened composite panels. *Composite structures*, 2016, vol. 158, pp. 83–91. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.09.015>
- [14] Ghahfarokhi D.S., Rahemi G. An analytical approach for global buckling of composite sandwich cylindrical shells with lattice cores. *International Journal of Solids and Structures*, 2018, vol. 146, pp. 69–79. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2018.03.021
- [15] Han Y., Wang P., Fan H., Sun F., Chen L., Fang D. Free vibration of CFRP lattice-core sandwich cylinder with attached mass. *Composite Science and Technology*, 2015, vol. 118, pp. 226–235. DOI: 10.1016/j.compscitech.2015.09.007
- [16] Zhang B., Jin F., Zhao Z., Zhou Z., Xu Y., Chen H., Fan H. Hierarchical anisogrid stiffened composite panel subjected to blast loading: Equivalent theory. *Composite structures*, 2018, vol. 187, pp. 259–268. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.12.059>
- [17] Lopatin A.V., Morozov E.V., Shatov A.V. Axial vibrations of a composite anisogrid lattice cylindrical shell with end masses. *Composite structures*, 2017, vol. 176, pp. 1143–1151. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.06.001>
- [18] Разин А.Ф., Склезнев А.А. Зависимость несущей способности анизогридных композитных структур от геометрии ребер. *Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композитные неметаллические материалы в машиностроении*, 2018, вып. 185, с. 3–5.

- [19] Alashti R.A., Latifi Rostami S.A., Rahimi G.H. Buckling analysis of composite lattice cylindrical shells with ribs defects. *Int. Journal of Engineering*, 2013, vol. 26, no. 4, pp. 411–420. DOI: 10.5829/idosi.ije.2013.26.04a.10
- [20] Zheng Q., Jiang D., Huang C., Shang X., Ju S. Analysis of failure loads and optimal design of composite lattice cylinder under axial compression. *Composite Structures*, 2015, vol. 131, pp. 885–894. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.06.047>
- [21] Belardi V.G., Fanelli P., Vivio F. Design, analysis and optimization of anisogrid composite lattice conical shells. *Composites Part B: Engineering*, 2018, no. 150, pp. 184–195. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.05.036>
- [22] Chen L., Zhang J., Du B., Zhou H. [et al.] Dynamic crushing behavior and energy absorption of graded lattice cylindrical structure under axial impact load. *Thin-Walled Structures*, 2018, no. 127, pp. 333–343. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2017.10.048>
- [23] Moeinifard M., Liaghat G., Rahimi G., Talezadehlari A., Hadavinia H. Experimental investigation on the energy absorption and contact force of unstiffened and grid-stiffened composite cylindrical shells under lateral compression. *Composite Structures*, 2016, no. 152, pp. 626–636. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.05.067>
- [24] Kim Y., Kim I., Park J. An approximate formulation for the progressive failure analysis of a composite lattice cylindrical panel in aerospace applications. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 106, 106212. DOI: 10.1016/j.ast.2020.106212
- [25] Li M., Lai C., Zheng Q., Fan H. Multi-failure analysis of carbon fiber reinforced anisogrid lattice cylinders. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 100, pp. 1–14. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105777>
- [26] Усюкин В.И. Строительная механика конструкций космической техники. Москва, Машиностроение, 1988, 392 с.
- [27] Сарбаев Б.С. *Расчет силовой оболочки композитного баллона давления*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001, 96 с.

Статья поступила в редакцию 08.09.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егоров А.В., Егоров В.Н. Проектный анализ подкрепленной композитной оболочки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-9-2302>

Егоров Антон Витальевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antegor177@mail.ru
SPIN-код 7513-3026
ORCID iD 0000-0002-7401-5534

Егоров Виталий Николаевич — д-р техн. наук, профессор, кафедра 802 Московского авиационного института. e-mail: vnegorov51@yandex.ru

Design analysis of the reinforced composite shell

© A.V. Egorov¹, V.N. Egorov²

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

² Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

The paper formulates the design calculation problem of a reinforced composite shell as a related problem of two shells — the layered and the lattice (ribbed). The layered shell is formed by a single double-helical monolayer; the lattice shell is made up of longitudinal and transverse ribs. The reinforced shell continuum model is based on a stiffness matrix equal to the sum of stiffness matrices of the quasi-homogeneous layered and ribbed shells, which are rigidly connected to each other and are deformed without slipping. External axial load between the two shells is distributed under the static conditions. The shells' thickness is determined from the strength condition. The layered skin winding angle is found through iterations in achieving the goal function, for example, the minimum mass of a structure. The ribs transverse dimensions are found from the strength condition with preliminary setting of one of the ribs' parameters. The obtained relationships make it possible to determine the stress-strain state of reinforced composite cylindrical shells.

Keywords: reinforced composite shell, lattice shell, layered skin, aircraft design, shell structure strength, stress-strain state

REFERENCES

- [1] Azarov A.V. *Raschet i optimizatsiya integralnykh setchatykh kompozitnykh konstruksiy kosmicheskikh apparatov. Dis. ... d-ra techn nauk* [Calculation and optimization of integral lattice composite structures of spacecraft. Diss. ... Dr. Sc. (Eng.)]. Moscow, BMSTU Publ., 2022, 357 p.
- [2] Vasiliev V.V., Nikityuk V.A., Razin A.F., Fedorov V.V. O vliyaniy uglov orientatsii spiralnykh reber na peremescheniya konicheskoy i tsilindricheskoy setchatykh obolochek [On the influence of spiral ribs orientation angles on the movements of conical and cylindrical lattice shells]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Ser. 15. Kompozitnye nemetalliskie materialy v mashinostroenii — Issues of defense technology. Ser. 15. Composite non-metallic materials in mechanical engineering*, 2012, issues 1 (164)–2 (165), pp. 3–12.
- [3] Shatov A.V. *Modelirovanie deformativnosti kompozitnykh setchatykh tsilindricheskikh korpusov kosmicheskikh apparatov. Dis. ... kand. fiz.-mat. nauk* [Modeling deformability of the composite mesh cylindrical bodies of spacecraft. Diss. ... Cand. Sc. (Phys.-Math.)]. Tomsk, 2016, 147 p.
- [4] Burnysheva T.V. *Razrabotka i primeneniye metodologii vychislitel'nogo eksperimenta pri raschete i diagnostike anizogridnykh konstruksiy kosmicheskikh letatelnykh apparatov. Dis. ... d-ra tekhn. nauk* [Development and application of computational experiment methodology in calculation and diagnostics of anisogrid structures of spacecraft. Diss. ... Dr. Sc. (Eng.)]. Novokuznetsk, 2017, 451 p.
- [5] Kondakov I.O. *Issledovaniya staticheskoy i udarnoy prochnosti setchatykh kompozitnykh konstruksiy fyuzelyazha. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Studies of static and impact strength of the mesh composite fuselage structures. Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Zhukovsky, 2020, 138 p.
- [6] Samipur S.A. *Proektirovanie i tekhnologiya izgotovleniya setchatykh konstruksiy letatelnykh apparatov s pletenoy sistemoy armirovaniya. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Design and manufacturing technology of mesh structures of aircraft with a woven reinforcement system. Diss. ... Cand. Sci. (Eng.)]. Kazan, 2018, 134 p.

- [7] Lopatin A.V., Morozov E.V., Shatov A.V. An analytical expression for fundamental frequency of the composite lattice cylindrical shell with clamped edge. *Composite Structures*, 2016, vol. 141, pp. 232–239. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.01.053>
- [8] Taghavian H., Bassaki S. Analysis of composite rims. *Journal of Automotive and Applied Mechanics*, 2013, vol. 1, issue 1, 10 p.
- [9] Zheng Q., Ju S., Jiang D. Anisotropic mechanical properties of diamond lattice composites structures. *Composite Structures*, 2014, vol. 109 (1), pp. 23–30. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.10.053>
- [10] Yazdani S., Rahimi G.H. Experimental and numerical stress analysis of glass fiber-reinforced polymer (GFRP)-stiffened shells with cutout under axial loading. *Scientific Research and Essays*, 2013, vol. 8 (21), pp. 902–916.
- [11] Vasiliev V.V., Nikityuk V.A., Razin A.F., Fedorov V.V. O vliyaniy uglov orientatsii spiralnykh reber na peremescheniya konicheskoy i tsilindricheskoy setchatykh obolochek [On the influence of spiral ribs orientation angles on the movements of conical and cylindrical mesh shells]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Ser. 15. Kompozitnye nemetalliskie materialy v mashinostroenii — Issues of defense technology. Ser. 15. Composite non-metallic materials in mechanical engineering*, 2012, issues 1 (164)–2 (165), pp. 3–7.
- [12] Weber M.J., Middendorf P. Semi-analytical skin buckling of curved orthotropic grid-stiffened shells. *Composite structures*, 2014, no. 108, pp. 616–624. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.09.031>
- [13] Xu Y., Yan T., Liu M., Suman B. A new effective smeared stiffener method for global buckling analysis of grid stiffened composite panels. *Composite structures*, 2016, vol. 158, pp. 83–91. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.09.015>
- [14] Ghahfarokhi D.S., Rahemi G. An analytical approach for global buckling of composite sandwich cylindrical shells with lattice cores. *International Journal of Solids and Structures*, 2018, vol. 146, pp. 69–79. <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2018.03.021>
- [15] Han Y., Wang P., Fan H., Sun F., Chen L., Fang D. Free vibration of CFRC lattice-core sandwich cylinder with attached mass. *Composite Science and Technology*, 2015, vol. 118, pp. 226–235. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2015.09.007>
- [16] Zhang B., Jin F., Zhao Z., Zhou Z., Xu Y., Chen H., Fan H. Hierarchical anisogrid stiffened composite panel subject to blast loading: Equivalent theory. *Composite structures*, 2018, vol. 187, pp. 259–268. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.12.059>
- [17] Lopatin A.V., Morozov E.V., Shatov A.V. Axial vibrations of a composite anisogrid lattice cylindrical shell with end masses. *Composite structures*, 2017, vol. 176, pp. 1143–1151. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.06.001>
- [18] Razin A.F., Skleznev A.A. Zavisimost nesuschey sposobnosti anizogridnykh kompozitnykh struktur ot geometrii reber [Dependence of the load-bearing capacity of anisogrid composite structures on the geometry of the ribs]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Ser. 15. Kompozitnye nemetalliskie materialy v mashinostroenii — Issues of defense technology. Ser. 15. Composite non-metallic materials in mechanical engineering*, 2018, issue 185, pp. 3–5.
- [19] Alashti R.A., Latifi Rostami S.A., Rahimi G.H. Buckling analysis of composite lattice cylindrical shells with ribs defects. *Int. Journal of Engineering*, 2013, vol. 26, no. 4, pp. 411–420. <https://doi.org/10.5829/idosi.ije.2013.26.04a.10>
- [20] Zheng Q., Jiang D., Huang C., Shang X., Ju S. Analysis of failure loads and optimal design of composite lattice cylinder under axial compression. *Composite Structures*, 2015, vol. 131, pp. 885–894. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.06.047>

- [21] Belardi V.G., Fanelli P., Vivio F. Design, analysis and optimization of anisogrid composite lattice conical shells. *Composites Part B: Engineering*, 2018, no. 150, pp. 184–195. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.05.036>
- [22] Chen L., Zhang J., Du B., Zhou H., et al. Dynamic crushing behavior and energy absorption of graded lattice cylindrical structure under axial impact load. *Thin-Walled Structures*, 2018, no. 127, pp. 333–343. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2017.10.048>
- [23] Moeinifard M., Liaghat G., Rahimi G., Talezadehlari A., Hadavinia H. Experimental investigation on the energy absorption and contact force of unstiffened and grid-stiffened composite cylindrical shells under lateral compression. *Composite Structures*, 2016, no. 152, pp. 626–636. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.05.067>
- [24] Kim Y., Kim I., Park J. An approximate formulation for the progressive failure analysis of a composite lattice cylindrical panel in aerospace applications. *Aerospace Science and Technology*, 2020, pp. 1–17.
- [25] Li M., Lai C., Zheng Q., Fan H. Multi-failure analysis of carbon fiber reinforced anisogrid lattice cylinders. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 100, pp. 1–14. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105777>
- [26] Usyukin V.I. *Stroitel'naya mekhanika konstruksiy kosmicheskoy tekhniki* [Construction mechanics of space technology structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 392 p.
- [27] Sarbaev B.S. *Raschet silovoy obolochki kompozitnogo ballona davleniya* [Calculation of the strength shell of a composite pressure cylinder]. Moscow, BMSTU Publ., 2001, 96 p.

Egorov A.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor of the Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antegor177@mail.ru
SPIN code 7513-3026
ORCID ID 0000-0002-7401-5534

Egorov V.N., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department 802, Moscow Aviation Institute. e-mail: vnegorov51@yandex.ru