

О рациональном проектировании окантовок люков отсека космического летательного аппарата

© Т.В. Бурнышева, О.А. Штейнбрехер

НФИ КемГУ, г. Новокузнецк, Кемеровская обл., 654041, Россия

Исследованы проблемы повышения прочности таких анизотридных конструкций, как композитные оболочки, применяемые в космических летательных аппаратах. Предложено решение задачи рационального проектирования сетчатых оболочек с нарушением регулярности реберной структуры. При подборе толщины ступенчатой окантовки выреза сетчатой оболочки рекомендуется учитывать снижение концентрации напряжений в элементах конструкции вблизи внешней окантовки выреза. Показано, что выбор решения следует осуществлять с учетом массы окантовок из области допустимых значений, ограниченной аппроксимирующими функциями коэффициентов концентрации напряжений в структурных элементах оболочки. Получены значения толщины окантовок, позволяющие снизить концентрацию напряжений в конструктивных элементах.

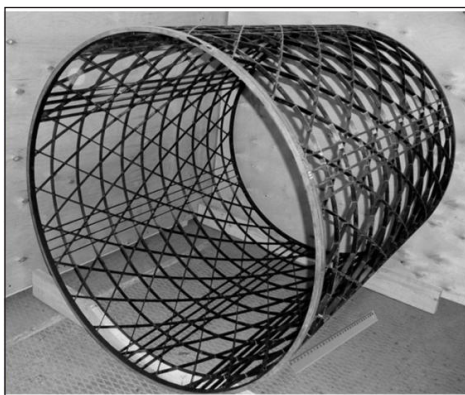
Ключевые слова: сетчатые анизотридные оболочки, концентрация напряжений, рациональное проектирование аппаратов, космические летательные аппараты

Введение. Сетчатые анизотридные композитные оболочки (рис. 1), выступающие составными элементами агрегатов космических летательных аппаратов, относятся к силовым конструкциям, набор структурных элементов которых должен обеспечивать прочность и жесткость оболочки под действующими нагрузками [1]. На разных стадиях проектирования и диагностики таких конструкций необходимо решать задачи их оптимизации по массе [2], определять их соответствие поставленным техническим условиям, по данным неразрушающих и разрушающих натуральных испытаний [3].

Методы оптимального проектирования сетчатых оболочек регулярной структуры широко известны. В случае нарушения регулярности ребер возникают сложности, которые вынуждают проектировщиков переходить от задач оптимизации к задачам рационального проектирования, в которых не требуется находить экстремум целевой функции. Эти задачи связаны с анализом влияния конструктивных параметров на напряженно-деформированное состояние конструкции, причем целью такого анализа является выполнение всех ограничений.



а



б

Рис. 1. Сетчатые анизотридные конструкции:
а — с обшивкой; б — без обшивки

Постановка задачи. Представим математическую модель сетчатых конструкций в формальном виде [4]:

$$\chi = \Psi(\rho)\check{r}, \quad (1)$$

где χ — вектор переменных состояния (перемещений, напряжений и деформаций); Ψ — оператор модели, который отображает элементы пространства воздействий на элементы пространства состояний; ρ — вектор параметров модели, объединяющий «внутренние» характеристики моделируемого объекта (физико-механические константы материалов, геометрические размеры конструкции, размеры сечений конструктивных элементов и т. п.); \check{r} — вектор переменных воздействий (приложенные силы).

Задача рационального проектирования конструкции заключается в определении значений структурных параметров модели ρ , которые удовлетворяют изначально заданным ограничениям, без условия минимума критерия оптимизации. Для сетчатых оболочек в качестве ограничений структурных параметров рассматривают габариты конструкции (ее радиус и высоту), заданное число спиральных и/или кольцевых ребер и т. д., а также ограничения по прочности, жесткости и устойчивости. Запишем задачу рационального проектирования конструкции.

Известно: начальные значения структурных параметров модели $X_0 \in \rho$; вектор переменных воздействий \check{r} ; модель реакции конструкции на воздействия $\chi = \Psi(\rho)\check{r}$.

Требуется определить: структурные параметры модели $X \subseteq \rho$, при которых выполняются ограничения структурных параметров конструкции $\tilde{F}(\rho) \geq 0$ и параметров состояния $\Phi(\chi) \geq 0$.

Решение данной задачи в виде вектора структурных параметров модели ρ не единственное. На практике получают одно или несколько решений, из которых конструктор выбирает окончательный вариант.

Метод и инструмент решения поставленной задачи. Для решения задачи рационального проектирования сетчатых оболочек с нарушением регулярности реберной структуры использовался метод, основанный на проведении вычислительных экспериментов на разработанных дискретных моделях сетчатых анизотридных конструкций [5, 6]. При рассмотрении сложных конструкций с большим количеством ограничений можно использовать подход, основанный на предварительной редукции конечно-элементной модели к виду аппроксимации функций отклика численно-аналитическим методом.

В качестве инструмента построения конечно-элементной модели, расчета НДС и проведения вычислительного эксперимента использовался исследовательский пакет прикладных программ «Композит НК Анизотрид» [7]. К преимуществам данного программного комплекса следует отнести, в том числе, встроенный язык программирования «Ядро» [8], предназначенный для формирования регулярных массивов данных, и программный модуль реализации вычислительного эксперимента. Исходный код, написанный на языке «Ядро», может повторно использоваться для задания похожих по структуре объектов моделирования. Это позволяет проводить параметрические исследования конструкций с быстрой перестройкой модели при варьировании входных параметров.

Решение задачи. Решалась задача рационального подбора толщины окантовки вырезов отсека космического летательного аппарата на этапе проектирования. Конструкция представляет собой оребренную оболочку в форме усеченного конуса, имеет двухслойную обшивку и оребрение: 160 пар спиральных ребер и 21 кольцевое ребро; длина отсека — $44,884l_h$, длина окружности по передней кромке — $237,02l_h$, по задней кромке — $234,72l_h$ (l_h — половина высоты ромбической ячейки, образованной спиральными ребрами). Оболочка подкреплена двумя торцевыми шпангоутами прямоугольного сечения, имеет три люка, закрытых крышками, и три выреза под гаргроты (рис. 2). Все вырезы усилены окантовками переменной толщины, которые делятся на три зоны (см. рис. 2).

Крышки люков по форме совпадают с формами люков и имеют толщину $0,094l_h$. Задней кромкой оболочка соединена с переходным кольцом, закрепленным на 20 опорах. Переходное кольцо состоит из стенки, передней и задней полок. Стенка выполнена в виде цилиндрической оболочки высотой $3,76l_h$. Полки представляют собой кольцевые ребра. К передней кромке оболочки приложена сжимающая сила $P = 10\,174,45$ кН и изгибающий момент $M = 0,128P$ кН·м.

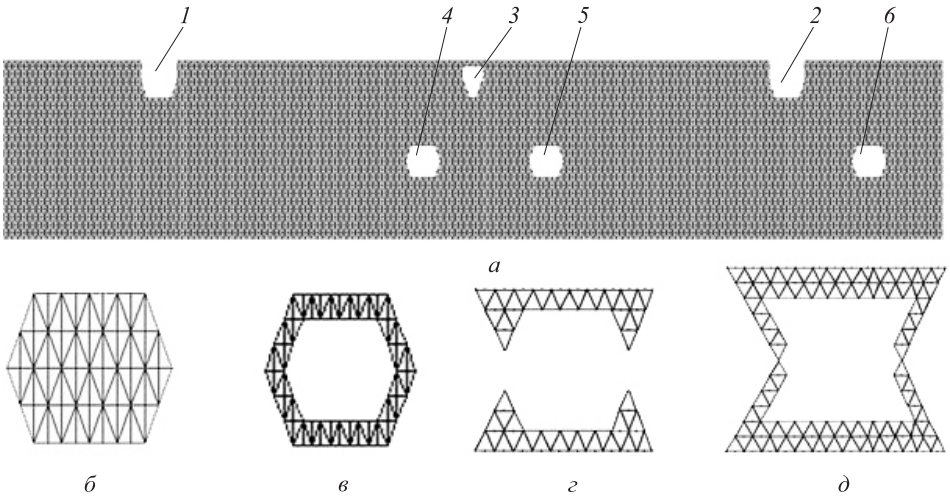


Рис. 2. Конечно-элементная модель конструкции:

a — конструкции на развертке; *б* — шестиугольный вырез; *в* — внутренняя окантовка; *г* — средняя окантовка; *д* — внешняя окантовка; 1, 2, 3 — вырезы под гаргроты; 4, 5, 6 — люки с крышками

Для проведения вычислительного эксперимента была построена конечно-элементная модель упрощенного аналога реального отсека космического летательного аппарата. Упрощенная конструкция представляла собой цилиндрическую оболочку сетчатой структуры, идентичную описанному выше отсеку космического летательного аппарата, с приложенной к верхней кромке сжимающей силой $P = 10\,174,45$ кН. На середине образующей оболочки располагался шестиугольный вырез, компенсированный тремя окантовками переменной толщины. Размеры выреза составляли две ромбические ячейки в высоту и шесть — в ширину (рис. 3, *a*).

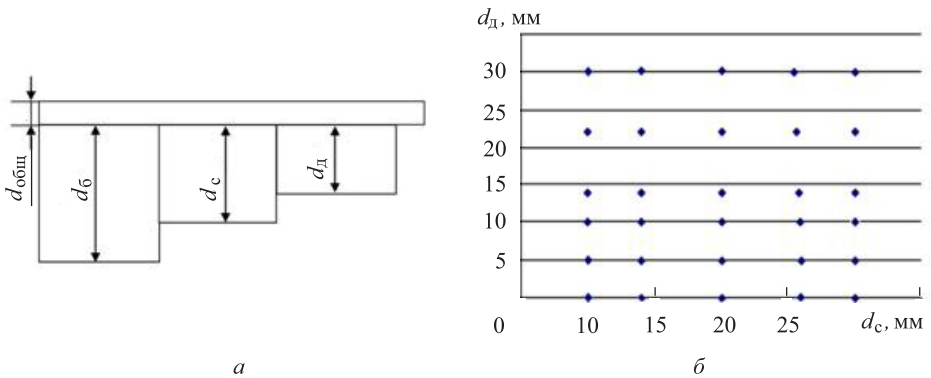


Рис. 3. Схема расположения окантовок и обшивки оболочки:

данные вычислительного эксперимента: *a* — входные параметры (толщина обшивки и окантовок); *б* — план-матрица; толщина: $d_{общ}$ — обшивки конструкции; $d_б$ — ближней (внутренней) окантовки ($d_б = 0,563l_h$); $d_с$ — средней окантовки; $d_д$ — дальней (внешней) от выреза окантовки

За начальный вариант толщины окантовки, предложенный конструкторами, были приняты обозначения начальной толщины окантовки: d_6^0 — ближней, d_c^0 — средней; d_d^0 — дальней.

Варьируемым фактором при проведении вычислительного эксперимента выступала толщина средней и дальней (внешней) окантовок при фиксированной толщине ближней (внутренней) окантовки выреза, откликом — коэффициенты концентрации напряжений в элементах конструкции вблизи выреза при действии осевой силы P . Подбор толщины средней и дальней окантовок проводился с понижением концентрации напряжений в обшивке и ребрах конструкции вблизи выреза, для чего были построены аппроксимирующие функции концентрации максимальных продольных напряжений ребер и обшивки в виде

$$\tilde{Z}(\rho^1, \rho^2, \dots, \rho^n) = \sum_i L_i(\rho) Z'_i, \quad (2)$$

где L_i — базисные функции; $\rho = [d_6, d_c, d_d]^T$; Z'_i — поля откликов, рассчитанные при векторе структурных параметров ρ_i .

В качестве базисных функций L_i приняты дробно-рациональные функции от толщины окантовок. Представим общий вид аппроксимирующей функции \tilde{Z} по насыщенному плану:

$$\begin{aligned} \tilde{Z} = & Z'_0(d_6^0, d_c^0, d_d^0) + Z'_1 \frac{d_6 - d_6^0}{d_6 - \tilde{d}_6} + Z'_2 \frac{d_c - d_c^0}{d_c - \tilde{d}_c} + Z'_3 \frac{d_d - d_d^0}{d_d - \tilde{d}_d} + \\ & + \dots + Z'_n \frac{(d_6 - d_6^0)^{\eta_1} (d_c - d_c^0)^{\eta_2} (d_d - d_d^0)^{\eta_3}}{(d_6 - \tilde{d}_6)^{\eta_1} (d_c - \tilde{d}_c)^{\eta_2} (d_d - \tilde{d}_d)^{\eta_3}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $Z'_0, Z'_1, Z'_2, \dots, Z'_n$ — отклики, рассчитанные в ходе прохождения вычислительного эксперимента; $\tilde{d}_6, \tilde{d}_c, \tilde{d}_d$ — полюса дробно-рациональных функций; n — число опытов в план-матрице эксперимента; η_1, η_2, η_3 — степени дробно-рациональных функций.

Полюсы дробно-рациональных функций были подобраны исходя из следующих условий:

$$\begin{aligned} E_{обш} d_{обш} + E_6 \tilde{d}_6 &= 0, \\ E_{обш} d_{обш} + E_c \tilde{d}_c &= 0, \\ E_{обш} d_{обш} + E_d \tilde{d}_d &= 0, \end{aligned} \quad (4)$$

где $E_{\text{обш}}$ — модуль упругости обшивки; $E_{\text{б}}$ — модуль упругости ближней к вырезу (внутренней) окантовки; $E_{\text{с}}$ — модуль упругости средней окантовки; $E_{\text{д}}$ — модуль упругости дальней от выреза (внешней) окантовки.

За начальное приближение приняты следующие варианты толщины окантовки: ближней (внутренней) — $d_{\text{б}}^0 = 0,563 l_h$; средней — $d_{\text{с}}^0 = 0$; дальней (внешней) — $d_{\text{д}}^0 = 0$. Для уменьшения концентрации напряжений в ребрах и обшивке толщина средней и дальней (внешней) окантовок увеличивается, а ближней (внутренней) — остается неизменной.

Аппроксимирующая функция (3) с учетом начального приближения и нормирования толщины окантовок $d_{\text{с}}$ и $d_{\text{д}}$ по фиксированной толщине ближней (внутренней) окантовки $d_{\text{б}}^0$ принимает вид

$$\begin{aligned} \tilde{Z}(d'_{\text{с}}, d'_{\text{д}}) = & Z'_0(d_{\text{б}}^0, d_{\text{с}}^0, d_{\text{д}}^0) + \bar{Z}_2 \frac{d'_{\text{с}}}{d'_{\text{с}} + d'_{\text{обш}} \frac{E_{\text{обш}}}{E_{\text{с}}}} + \\ & + \bar{Z}_3 \frac{d'_{\text{д}}}{d'_{\text{д}} + d'_{\text{обш}} \frac{E_{\text{обш}}}{E_{\text{д}}}}, \end{aligned} \quad (5)$$

где \bar{Z}_i — весовые коэффициенты базисных дробно-рациональных функций; $Z'_0(d_{\text{б}}^0, d_{\text{с}}^0, d_{\text{д}}^0)$ — концентрация напряжений в элементах конструкции при начальном варианте толщины окантовки; $d'_{\text{с}}$ и $d'_{\text{д}}$ — нормированная толщина средней и дальней окантовок соответственно.

Количество экспериментов, согласно плану-матрице (см. рис. 3, б), превышает число весовых коэффициентов функций вида (5), поэтому расчет коэффициентов \bar{Z}_i проводился методом наименьших квадратов (МНК) на основе полученных откликов Z'_i .

Для построения аппроксимирующей функции $\tilde{Z}_1(d'_{\text{с}}, d'_{\text{д}})$ использовались численно рассчитанные значения коэффициентов концентрации максимальных сжимающих напряжений σ_s во внешнем слое обшивки вблизи внешней окантовки выреза. Концентрация максимальных сжимающих напряжений σ_s в обшивке при начальном варианте толщины окантовки составила $Z'_0(d_{\text{б}}^0, d_{\text{с}}^0, d_{\text{д}}^0) = 2,5009$. С учетом нормированной толщины обшивки $d'_{\text{обш}} = 0,067$ и упругих

характеристик средней, дальней окантовок и обшивки $E_{\text{обш}}$, $E_{\text{д}}$, $E_{\text{с}}$, а также рассчитанных по МНК весовых коэффициентов $\bar{Z}_2 = -0,5783$ и $\bar{Z}_3 = -0,1437$, получаем аппроксимирующую функцию вида

$$\tilde{Z}_1(d'_c, d'_d) = 2,5009 - 0,5783 \frac{d'_c}{d'_c + 0,038} - 0,1437 \frac{d'_d}{d'_d + 0,038}. \quad (6)$$

Средняя ошибка аппроксимации составила $\bar{A} = \sum_i \frac{|Z'_{1i} - \tilde{Z}_{1i}|}{|Z'_{1i}|} 100 = 6,76$ [%].

Проведение вычислительного эксперимента позволило определить для модели следующие функции аппроксимации коэффициентов концентрации:

- максимальных сжимающих напряжений σ_s во внешнем слое обшивки вблизи дальней окантовки выреза

$$\tilde{Z}_2(d'_c, d'_d) = 3,7325 - 1,1459 \frac{d'_c}{d'_c + 0,038} - 0,1109 \frac{d'_d}{d'_d + 0,038}; \quad (7)$$

- максимальных растягивающих напряжений σ_t во внутреннем слое обшивки вблизи дальней окантовки выреза

$$\tilde{Z}_3(d'_c, d'_d) = 3,3176 - 0,2736 \frac{d'_c}{d'_c + 0,104} - 0,6989 \frac{d'_d}{d'_d + 0,104}; \quad (8)$$

- максимальных растягивающих напряжений σ_t во внешнем слое обшивки вблизи дальней окантовки выреза

$$\tilde{Z}_4(d'_c, d'_d) = 21,9988 - 7,9171 \frac{d'_c}{d'_c + 0,104} - 1,1939 \frac{d'_d}{d'_d + 0,104}; \quad (9)$$

- максимальных напряжений σ_s в спиральных ребрах с наклоном влево вблизи дальней окантовки выреза

$$\tilde{Z}_5(d'_c, d'_d) = 2,1609 - 0,1775 \frac{d'_c}{d'_c + 0,067} - 0,2224 \frac{d'_d}{d'_d + 0,067}; \quad (10)$$

- максимальных напряжений σ_s в кольцевых ребрах конструкции вблизи дальней окантовки выреза

$$\tilde{Z}_6(d'_c, d'_d) = 3,2098 + 0,9334 \frac{d'_c}{d'_c + 0,067} - 2,0286 \frac{d'_d}{d'_d + 0,067}. \quad (11)$$

На рис. 4 представлены линии уровня функций $\tilde{Z}_1(d'_c, d'_d)$, $\tilde{Z}_2(d'_c, d'_d)$, $\tilde{Z}_3(d'_c, d'_d)$ и $\tilde{Z}_4(d'_c, d'_d)$. Используем их для определения возможных значений толщины средней и дальней окантовок вырезов, обеспечивающих снижение концентрации напряжений в обшивке и ребрах оболочки по сравнению с начальным приближением (таблица).

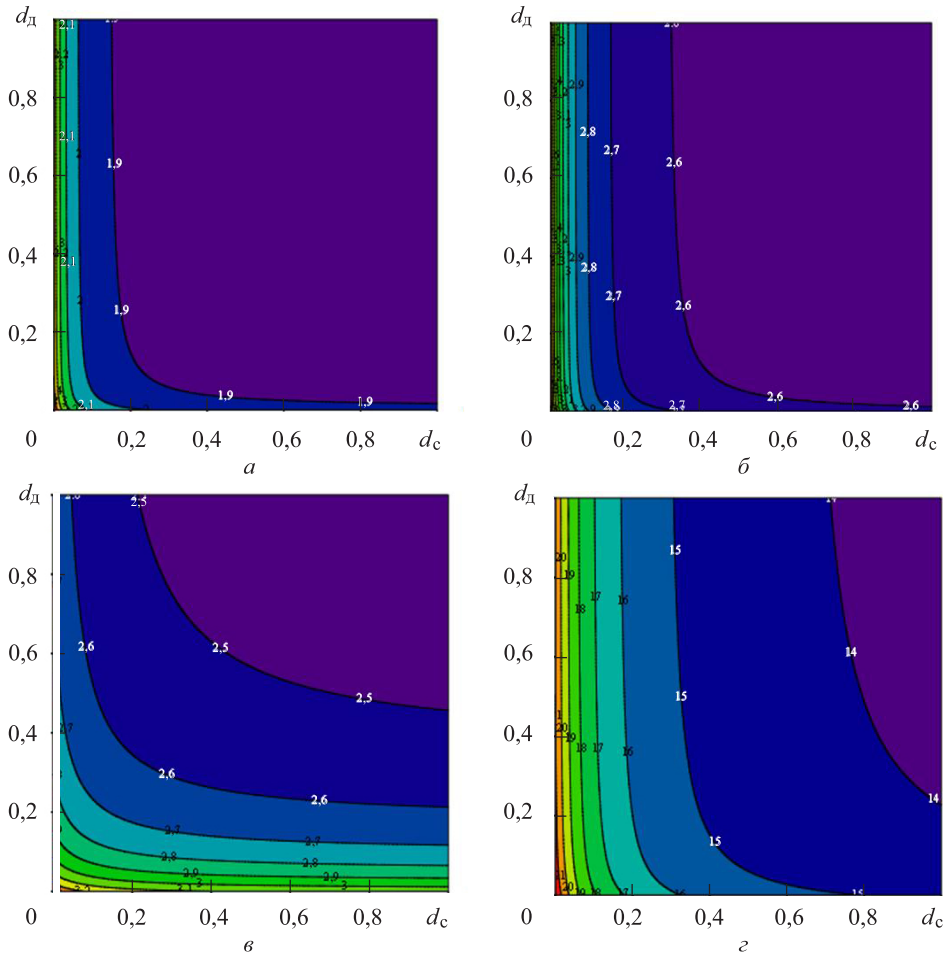


Рис. 4. Линии уровня функций аппроксимации коэффициентов концентрации сжимающих (a, \bar{b}) напряжений σ_s и растягивающих (\bar{v}, z) напряжений σ_t в слоях обшивки:
 a, \bar{v} — ближнем; \bar{b}, z — дальнем

Области допустимых значений толщины средней и дальней окантовок выреза при снижении концентрации напряжений в обшивке конструкции вне окантовок (см. таблицу) представлены на рис. 5.

Аппроксимирующие функции коэффициентов концентрации напряжений в элементах конструкции

Параметр	$Z_1(d'_c, d'_d)$	$Z_2(d'_c, d'_d)$	$Z_3(d'_c, d'_d)$	$Z_4(d'_c, d'_d)$	$Z_5(d'_c, d'_d)$	$Z_6(d'_c, d'_d)$
Конструктивные элементы оболочки	Обшивка, ближний слой	Обшивка, дальний слой	Обшивка, ближний слой	Обшивка, дальний слой	Спиральные ребра	Кольцевые ребра
Концентрация напряжений σ при d'_c, d'_d	2,501	3,733	3,317	21,99	2,16	3,21
Снижение концентрации напряжений, %						
10	2,25	3,36	2,99	19,7	1,94	2,89
15	2,13	3,17	2,82	18,69	1,84	2,73
20	2,00	2,98	2,65	17,59	1,73	2,57
25	1,88	2,8	2,49	16,5	1,62	2,41

При построении областей были использованы функции $\tilde{Z}_1(d'_c, d'_d)$, $\tilde{Z}_2(d'_c, d'_d)$, $\tilde{Z}_3(d'_c, d'_d)$ и $\tilde{Z}_4(d'_c, d'_d)$. Все ограничения выполняются в верхней правой области, которая затемнена. Учитывая только ограничения по концентрации напряжений в обшивке, можно было бы принять в качестве наиболее рационального решения точку A , в которой минимальна суммарная масса окантовок.

Линия уровня массы окантовок рассчитана исходя из условия:

$$\rho_{ок} \cdot 27S_p \cdot d'_c + \rho_{ок} \cdot 66S_p \cdot d'_d = \Delta M, \quad (12)$$

где $\rho_{ок}$ — плотность композитного материала окантовок; S_p — площадь ромбической ячейки; $27S_p$, $66S_p$ — площади окантовок средней и дальней от выреза соответственно; ΔM — масса средней и дальней окантовок.

Уточним положение точки A с учетом других ограничений. Для этого рассмотрим области допустимых значений толщины окантовок d'_c и d'_d при снижении концентрации напряжений в ребрах конструкции вне окантовок от начального варианта. Границы допустимой области, учитывающие ограничения по концентрации напряжений и в обшивке, и в ребрах конструкции одновременно (см. рис. 5, в, з).

Как показано на рисунке, снижение всех коэффициентов концентрации на 10 % достигается при выборе следующих значений толщины окантовок: $d'_c = 0,075$ и $d'_d = 0,07$, на 15 % — $d'_c = 0,29$ и $d'_d = 0,18$. С учетом ширины окантовок, равной одной ромбической ячейке, суммарная масса окантовок во втором случае будет в 2,97 раза больше, чем в первом.

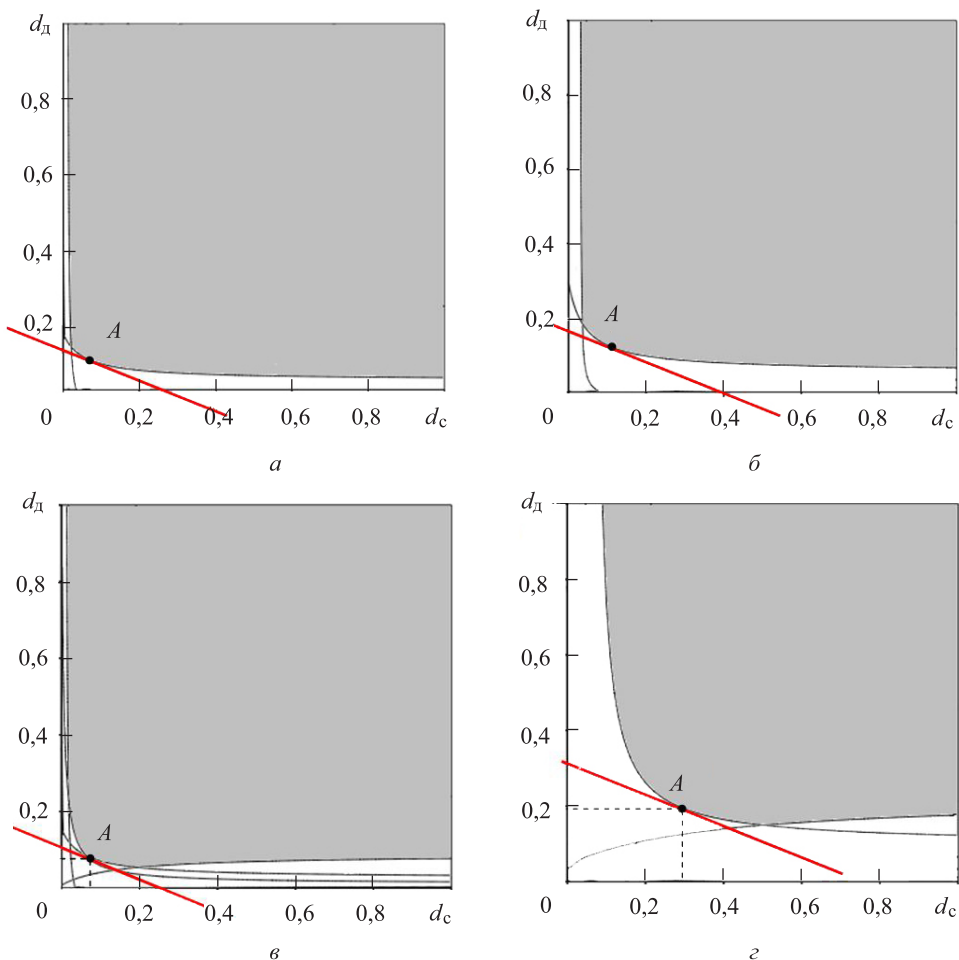


Рис. 5. Допустимые значения толщины окантовок d'_c и d'_o выреза по условию снижения концентрации напряжений:

в обшивке вне окантовок: a — на 10 %; $б$ — на 15 %; в обшивке и ребрах вне окантовок: $в$ — на 10 %; $г$ — на 15 %; прямая красного цвета — линия уровня массы окантовок

Следует отметить, что выбранные значения толщины окантовок позволяют снизить концентрацию напряжений в конструктивных элементах на разные значения от начального варианта.

Рациональная толщина окантовок определяется не только условиями прочности и жесткости, но и ограничениями, связанными с технологией. Так, размеры окантовок привязаны к вырезам, геометрия и размеры которых формируются путем удаления целых ячеек сетчатой структуры оболочки. Формировать окантовку удобно путем заполнения всей треугольной ячейки, например салфетками из препрега, поэтому размеры окантовок по вертикали и горизонтали кратны половине ячейки сетчатой структуры.

Таким образом, можно рекомендовать следующую толщину ступенчатых окантовок вырезов отсека космического летательного аппарата:

- для средней окантовки — $d_c = 0,187 l_h$ ($d'_c = 0,33$), для дальней $d_d = 0,094 l_h$ ($d'_d = 0,17$) при неизменной толщине ближней окантовки $d_6 = 0,563 l_h$ ($d'_6 = 1$);

- размеры окантовок по вертикали — $1/2$ элементарной ромбической ячейки; по горизонтали — 1 ромбическая ячейка.

При рекомендованных значениях толщины окантовок вырезов был проведен поверочный расчет напряженно-деформированного состояния отсека космического летательного аппарата. На рис. 6 приведены численные значения полей осевых, окружных и нормальных перемещений данной конструкции. Габаритные размеры оболочки нормированы по ее высоте ($44,884 l_h$) и длине окружности задней кромки ($234,72 l_h$). Нормированная высота отсека y' изменяется от 0 до 1, а нормированная длина кромки x' от $-\pi$ до π .

Анализируя продольные перемещения в оболочке (рис. 6, а), отметим монотонность их возрастания вдоль образующей. В среднем наименьшие перемещения имеют место в зоне третьего выреза, что соответствует минимальным сжимающим силам. Область наибольших перемещений расположена вдоль верхнего шпангоута. Значения u_s в этой области достигают $-7,48$ мм. Продольные перемещения изменяются от $-7,48$ мм до 0 мм.

Поперечные перемещения также сохраняют монотонность значений, возрастающих вдоль направляющей (рис. 6, б). Область наибольших отрицательных перемещений имеет вытянутую форму и располагается справа от третьего выреза. Отметим наличие малой области наибольших положительных перемещений вокруг первого люка. По сравнению с продольными значения поперечных перемещений u_t обшивки изменяются от $-4,98$ мм до $6,88$ мм.

Перемещения u_n имеют две области максимальных значений, которые, обтекая первый и второй люк (рис. 6, в), вытягиваются от верхнего шпангоута к нижнему. Зона наибольших отрицательных перемещений расположилась вокруг первого люка, значения перемещений u_n изменяются от $-7,39$ мм до $-1,86$ мм. Область повышенных положительных перемещений протянулась вертикально между шпангоутами вблизи второго люка. Перемещения u_n в этой зоне изменяются от $3,67$ мм до $5,06$ мм.

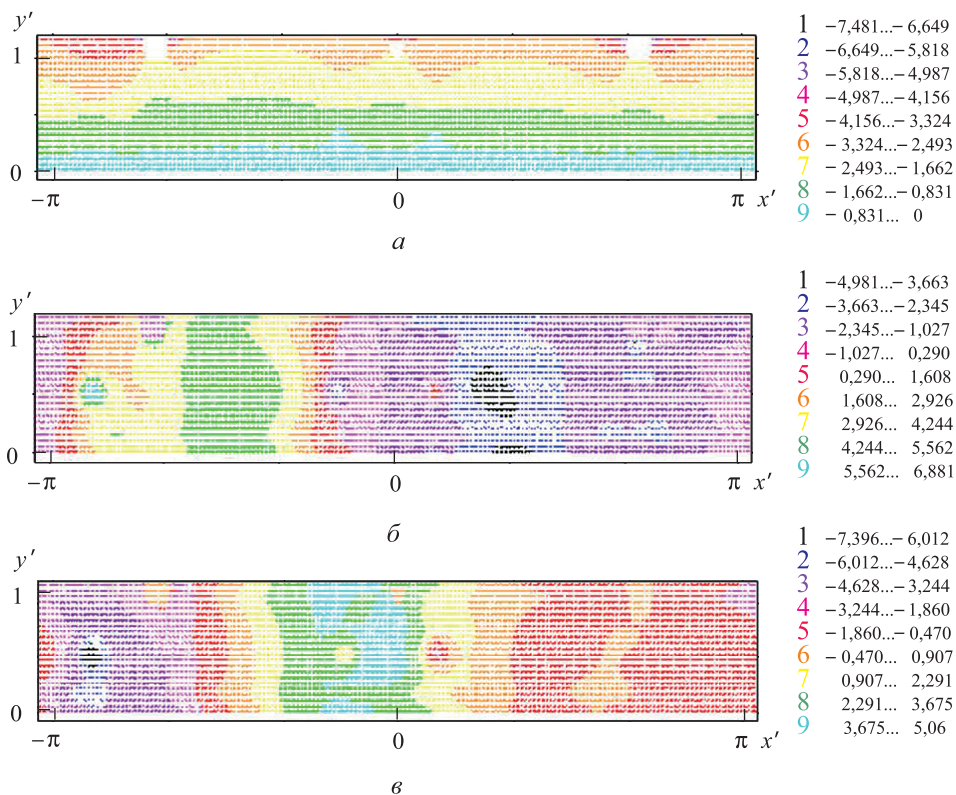


Рис. 6. Поля перемещений в отсеке летательного аппарата с учетом рекомендованных значений толщины окантовок:

перемещения, мм: *а* — осевые u_s ; *б* — окружные u_t ; *в* — нормальные u_n ; 0–9 — интервалы рассчитанных перемещений в миллиметрах

Поля напряжений σ_s по образующей в дальнем и ближнем слоях обшивки иллюстрирует рис. 7.

Как видно на рис. 7, *а*, наибольшие значения напряжения σ_s достигаются на краях вырезов, сверху и снизу окантовок люков. Максимальное значение сжимающего напряжения σ_s по образующей в этом слое составляет $-177,89 \text{ Н/мм}^2$.

Второй слой оболочки выполнен из менее жесткого материала, поэтому напряжения в нем существенно меньше. Во втором слое напряжения σ_s распределены вблизи стыка слоев обшивки (рис. 7, *б*).

Сравнивая поля, отметим, что значение напряжений на краях вырезов и вокруг люков во внутреннем слое уменьшилось в 8,6 раза. Максимальное значение σ_s в этих зонах составляет $-20,59 \text{ Н/мм}^2$. Между тем шпангоуты являются концентраторами: напряжения σ_s достигают максимального значения (до $-162,2 \text{ Н/мм}^2$) под верхним и над нижним шпангоутами.

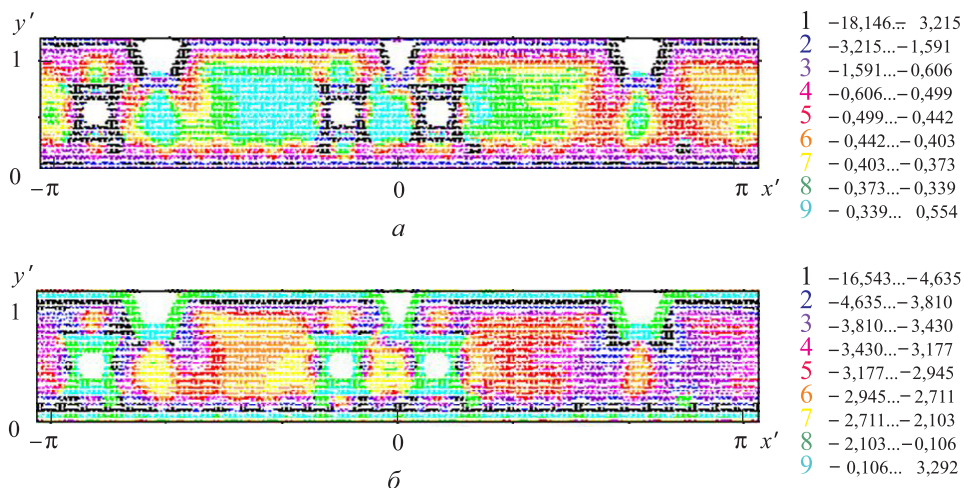


Рис. 7. Поля напряжений σ_s (Н/мм^2) в обшивке конструкции с учетом рекомендованных толщин окантовок слоев:
a — внешнего; *б* — внутреннего; 0–9 — интервалы рассчитанных перемещений в миллиметрах

Поля продольных напряжений σ_s в ребрах конструкции иллюстрирует рис. 8, на котором видно, что спиральные ребра сжимаются, а кольцевые — растягиваются. Максимальные значения напряжений наблюдаются в ребрах вблизи окантовок вырезов люков и гаргротов.

Зоны наибольшего растяжения спиральных ребер расположены в области наибольших нагрузок между вторым и первым вырезами (см. рис. 8, *a*, *б*). Области максимальных растяжений приходятся на границы первого и второго вырезов: в случае спиральных ребер с наклоном влево — по левой стороне вырезов, для спиральных ребер с наклоном вправо — по правой стороне. Порядок значений напряжений σ_s для ребер с наклоном влево и вправо одинаков. Сверху и снизу первого и второго люков наблюдаются зоны наименьших напряжений, включающие в себя точки растяжений. Такие же области примыкают к нижней части всех вырезов. Значения напряжений в этих зонах составляют от $-16,67 \text{ Н/мм}^2$ до $16,71 \text{ Н/мм}^2$.

Анализ поля продольных напряжений σ_s кольцевых ребер показывает, что область повышенных растяжений расположена между вторым и первым вырезами в зоне наибольших нагрузок. Значения компоненты σ_s здесь изменяются от $21,57 \text{ Н/мм}^2$ до $31,38 \text{ Н/мм}^2$ (см. рис. 8, *в*). В кольцевых ребрах максимальные положительные значения напряжения σ_s принимают по краям первого и второго вырезов ($71,58 \text{ Н/мм}^2$).

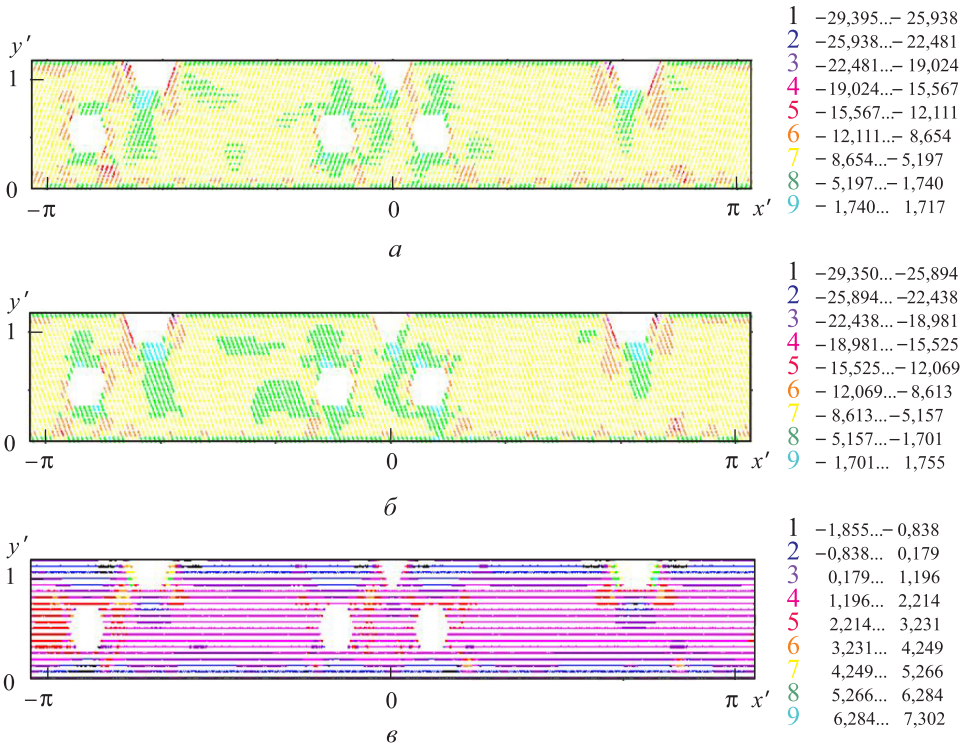


Рис. 8. Поля продольных напряжений σ_x (Н/мм²) в ребрах конструкции с учетом рекомендованных толщин окантовок:

а, б — спиральные ребра с наклоном вправо и влево соответственно; *в* — кольцевые ребра; 0–9 — интервалы рассчитанных перемещений в миллиметрах

Заключение. Анализ напряженно-деформированного состояния сетчатого отсека космического летательного аппарата с подобранными толщинами окантовок вырезов под гаргроты и люки показал, что по сравнению с базовым вариантом напряжения увеличились в тех элементах, в которых запас прочности по напряжениям был максимальным. Это подтверждает обоснованность сделанных рекомендаций по учету снижения концентрации напряжений в элементах конструкции вблизи внешней окантовки выреза при подборе толщины ступенчатой окантовки выреза сетчатой оболочки.

Следует отметить, что полученное решение не является универсальным и подлежит уточнению в случае других конструктивных параметров проектируемой сетчатой конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Васильев В.В., Барынин Б.А., Разин А.Ф., Халиманович В.И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложения к космической технике. *Композиты и наноструктуры*, 2009, № 3, с. 38–50.

- [2] Штейнбрехер О.А. О решении задачи оптимизации сетчатых конструкций. *Моделирование и наукоемкие информационные технологии в технических и социально-экономических системах: Тр. IV Всерос. науч.-практической конф. с междунар. участием. Новокузнецк, 12–15 апреля 2016 г., СибГИУ. Новокузнецк, Изд-во Сибирского государственного индустриального университета, 2016, с. 149–154.*
- [3] Каледин В.О., Разин А.Ф., Бурнышева Т.В., Штейнбрехер О.А. Интерпретация данных натурных испытаний оболочечной композитной конструкции при статическом осевом сжатии. *Заводская лаборатория. Диагностика материалов, 2015, т. 81, № 3, с. 53–58.*
- [4] Казначеева О.К., Каледин В.О. *Идентификация параметров упругости и жесткости конструкций из армированных материалов.* Новочеркасск, Изд-во «ЛИК», 2012, 135 с.
- [5] Бурнышева Т.В. Применение методологии вычислительного эксперимента в задачах проектирования и диагностики анизотропных конструкций космических летательных аппаратов. *Научно-технический вестник Поволжья, 2014, № 6, с. 98–102.*
- [6] Бурнышева Т.В., Штейнбрехер О.А., Ульянов А.Д. Применение вычислительного эксперимента при расчете напряженно-деформированного состояния конического адаптера. *Краевые задачи и математическое моделирование.* Новокузнецк, ноябрь 2016 г., Новокузнецкий институт (филиал) Кемеровского государственного университета. Новокузнецк, ЦИД НФИ ГОУ ВПО «КемГУ», 2014, с. 22–29.
- [7] Каледин В.О., Крюкова Я.С., Нагайцева Н.В., Равковская Е.В. Программная система для алгоритмизации численного решения задач механики сплошной среды. *Известия Алтайского государственного университета, 2014, № 1–1 (81), с. 161–164.*
- [8] Каледин В.О. *Концепции языка программирования «Ядро».* Новокузнецк, РИО НФИ ГОУ ВПО «КемГУ», 2010, 47 с.

Статья поступила в редакцию 30.03.2017

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бурнышева Т.В., Штейнбрехер О.А. Рациональное проектирование толщины окантовки люков конструкции отсека космического летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып. 9.*

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1671>

Бурнышева Татьяна Витальевна — канд. техн. наук, заведующая кафедрой информационных систем управления им. В.К. Буторина НФИ КемГУ. Область научных интересов: численные методы, математическое моделирование статики, устойчивости и динамики композитных конструкций. e-mail: tburn@mail.ru

Штейнбрехер Ольга Александровна — старший преподаватель кафедры информационных систем управления им. В.К. Буторина НФИ КемГУ. Область научных интересов: математическое моделирование статики, устойчивости и динамики композитных конструкций. e-mail: olga_sht@mail.ru

Rational designing the hatch edging thickness when constructing the spacecraft compartment

© T.V. Burnysheva, O.A. Shteynbrekher

Kemerovo State University, Novokuznetsk Institute Branch,
Novokuznetsk, 654041, Russia

In this paper we investigate the ways to improve the strength of the anisogrid composite lattice structures used in constructing spacecraft. We suggest a solution to the problem of rational designing the lattice shells with the regular rib structure imperfection. When choosing the thickness of the stepped edging of the lattice shell cutout we recommend to pay due consideration to the stress concentration reduction in the structural components near the cutout outer edging. It is shown that the solution should be sought with account for the edging mass from the tolerance region limited by the approximating functions of the stress concentration coefficients in the shell structural components. We obtained the values of the edging thickness that allow reducing the stress concentration in the structural components.

Keywords: anisogrid lattice structures, stress concentration, rational designing the spacecraft, spacecraft

REFERENCES

- [1] Vasilyev V.V., Barynin B.A., Razin A.F., Khalimanovich V.I. *Kompozity i nanostruktury — Composites and nanostructures*, 2009, no. 3, pp. 38–50.
- [2] Shteynbrekher O.A. O reshenii zadachi optimizatsii setchatykh konstruksiy. Modelirovaniye i naukoymkiye informatsionnyye tekhnologii v tekhnicheskikh i sotsialno-ekonomicheskikh sistemakh [About solving the problem of optimizing lattice structures. Simulating and science-based information technology in technical, economic and social systems]. *Trudy IV Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiyem. Novokuznetsk, 12–15 aprelya 2016 g.* [Proceedings of the All-Russian scientific and practical conference with international participation. Novokuznetsk, April 12–15, 2016]. Novokuznetsk, SibSIU Publ., 2016, pp. 149–154.
- [3] Kaledin V.O., Razin A.F., Burnysheva T.V., Shteynbrekher O.A. *Zavodskaya laboratoriya. Diagnostika materialov — Industrial Laboratory. Materials Diagnostics*, 2015, vol. 81, no. 3, pp. 53–58.
- [4] Kaznacheeva O.K., Kaledin V.O. *Identifikatsiya parametrov uprugosti i zhestkosti konstruksii iz armirovannykh materialov* [Identifying parameters of elasticity and stiffness of the structure made from reinforced materials]. Novocherkassk, LIK Publ., 2012, 135 p.
- [5] Burnysheva T.V. *Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik Povolzhya — Scientific and Technical Volga region Bulletin*, 2014, no. 6, pp. 98–102.
- [6] Burnysheva T.V., Shteynbrekher O.A., Ulyanov A.D. *Primeneniye vychislitel'nogo eksperimenta pri raschete napryazhenno-deformirovannogo sostoianiya konicheskogo adaptera* [Application of computing experiment while calculating the stress-strain state of the conical adapter]. *Sbornik statey “Krayevyye zadachi i matematicheskoye modelirovaniye”* [Collection of articles “Boundary-value problems and mathematical modeling”]. Novokuznetsk, Novokuznetsk Institute Branch of Kemerovo State University Publ. Center, 2014, pp. 22–29.

- [7] Kaledin V.O., Kryukova Ya.S., Nagaytseva N.V., Ravkovskaya Ye.V. *Izvestiya Altayskogo gosudarstvennogo universiteta — Izvestiya of Altai State University*, 2014, no. 1–1 (81), pp. 161–164.
- [8] Kaledin V.O. *Kontseptsii yazyka programmirovaniya «Yadro»* [The concepts of the programming language “Nucleus”]. Novokuznetsk, NFI KemGU Publ., 2010, 47 p.

Burnysheva T.V. (b. 1972) graduated from Kemerovo State University, Cand. Sc. (Eng.), Head of the Department of Informatics and Computer Engineering, Kemerovo State University, Novokuznetsk Institute Branch. Research interests include: numerical methods, mathematical modelling of statics, stability and dynamics of composite structures. e-mail: tburn@mail.ru

Shteynbrekher O.A. (b. 1990) graduated from Kemerovo State University, Assist. Professor, Department of Informatics and Computer Engineering, Kemerovo State University, Novokuznetsk Institute Branch. Research interests include: numerical methods, mathematical modelling of statics, stability and dynamics of composite structures. e-mail: olga_sht@mail.ru