

---

Научная статья

УДК 620.17

DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-10-133-155

## ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

В.С. Ерасов<sup>1</sup>, И.Г. Сибаяев<sup>1</sup>, А.И. Сутубалов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Москва, Россия; admin@viam.ru

**Аннотация.** Трехслойная конструкция с сотовым наполнителем (сэндвич-конструкция) представлена как композиционный материал, состоящий из двух обшивок в качестве армирующего наполнителя, сотового наполнителя (матрицы) и клеевого слоя в качестве межфазного слоя. Приведен подробный обзор методов испытаний образцов из трехслойных конструкций с сотовым наполнителем. Рассмотрены испытания на изгиб, сжатие, растяжение, сдвиг, отслаивание обшивки на барабане, способность поглощать энергию внешнего силового воздействия, статическое и ударное нагружение. Отражены основные виды разрушений сэндвич-конструкций при проведении данных испытаний. Рассмотрены характеристики материала, определяемые в ходе этих испытаний. Даны рекомендации по конструированию трехслойных конструкций.

**Ключевые слова:** трехслойные конструкции, сотовый наполнитель, сэндвич-конструкции, механические характеристики

**Для цитирования:** Ерасов В.С., Сибаяев И.Г., Сутубалов А.И. Испытания образцов из трехслойных конструкций с сотовым наполнителем // Труды ВИАМ. 2025. № 10 (152). Ст. 11. URL: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-10-133-155.

Scientific article

## TESTING OF SAMPLES FROM THREE-LAYER STRUCTURES WITH HONEYCOMB FILLER

V.S. Erasov<sup>1</sup>, I.G. Sibayev<sup>1</sup>, A.I. Sutubalov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific-Research Institute of Aviation Materials» of National Research Center «Kurchatov Institute», Moscow, Russia; admin@viam.ru

**Abstract.** A three-layer structure with a honeycomb core (sandwich structure) is presented as a composite material consisting of two coverings as a reinforcing filler, a honeycomb core (matrix) and an adhesive layer as an interphase layer. A detailed review of the methods for testing of samples from three-layer structures with a honeycomb core is given. The following tests are considered: bending, compression, tension, shear, peeling of the covering on a drum, the ability to absorb the energy of external force action, static and impact loading. The main types of destruction of sandwich structures during these tests are reflected. The characteristics of the material determined during these tests are considered. Recommendations for the design of three-layer structures are given.

**Keywords:** three-layer structures, honeycomb filler, sandwich structures, mechanical characteristics

**For citation:** Erasov V.S., Sibayev I.G., Sutubalov A.I. Testing of samples from three-layer structures with honeycomb filler. *Trudy VIAM*, 2025, no. 10 (152), paper no. 11. Available at: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-10-133-155.

### Введение

Трехслойные конструкции с сотовым наполнителем (сэндвич-конструкции) являются ярким примером, представляющим в макромасштабе конструирование композиционного материала из составляющих элементов: двух обшивок, сотового наполнителя и клея. Структурная элементарная ячейка трехслойной конструкции представляет собой наименьшую часть, дублированием которой можно создать всю конструкцию. При испытании образца, включающего много элементарных структурных ячеек, получают характеристики панели, которые можно теоретически рассчитать исходя из свойств составляющих элементов. При сравнении с композиционным материалом [1–3] условно можно считать, что в трехслойной конструкции обшивки являются армирующим наполнителем; сотовый наполнитель – матрицей, объединяющей восприятие панелью внешней нагрузки; клеевое соединение обшивок с наполнителем – межфазным слоем.

В трехслойных конструкциях используют преимущество геометрического расположения материала для снижения массы аналогично применению специальных форм металлических полуфабрикатов, таких как двутавр, швеллер, труба, профиль (рис. 1). Нагружение трехслойной панели изгибом похоже на изгиб двутавровой балки. Одна из обшивок панели работает на сжатие, а другая – на растяжение. Наполнитель связывает обшивки, как стенка балки, и повышает изгибную жесткость панели. Обшивки обеспечивают жесткость при изгибе и сдвиге в их плоскости. Наполнитель придает устойчивость обшивкам и обеспечивает передачу сдвиговых деформаций по толщине конструкции.

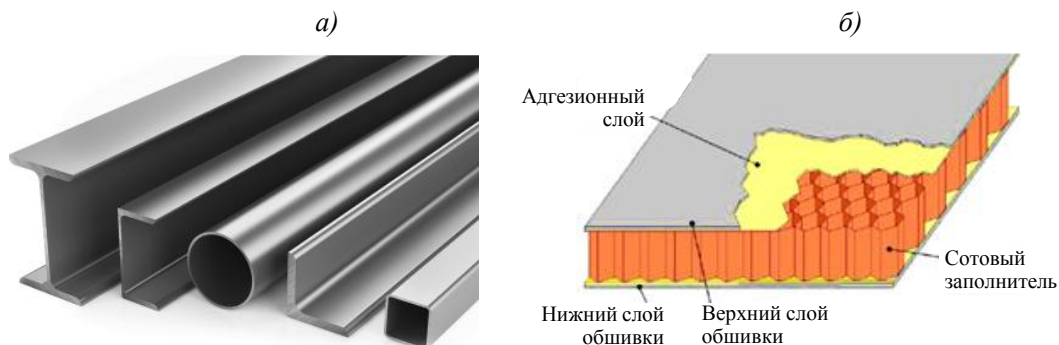


Рис. 1. Виды специальных форм полуфабрикатов: *а* – металлические полуфабрикаты; *б* – трехслойная панель из композиционных материалов

Следует отметить, что наблюдаемое в авиастроении стремление снизить толщину обшивки с целью уменьшения массы панели является ошибкой, ведущей к уменьшению геометрических характеристик поперечного сечения: статического момента, моментов инерции, а также зависящих от них величин прочности и жесткости панели.

За счет упругой деформации наполнителя конструкция панели позволяет при изгибе нагрузить обшивки из слоистых полимерных композиционных материалов усилием, которого нельзя достичь в сплошной панели из-за небольших напряжений сдвига, а также обеспечивает возможность воспринимать высокие напряжения сжатия без потери устойчивости. Несущие слои обшивки воспринимают продольное растяжение, сжатие, изгиб и сдвиг в плоскости панели и предохраняют от внешнего воздействия относительно слабый наполнитель, чувствительный к сосредоточенным нагрузкам. Сотовый наполнитель обеспечивает разнесение обшивок от центральной (нейтральной при изгибе) оси, что увеличивает значения момента инерции сечения панели, жесткость

и прочность конструкции. Такое сочетание и взаимодействие составных элементов обеспечивает большие значения жесткости и несущей способности при сравнительно малой массе конструкций [1–16].

### Напряжения в обшивках панели

Проектирование решает задачу разработки панели для самолета таким образом, чтобы с учетом данных о материалах обшивки, заполнителя и клея панель имела минимальную массу при выполнении условий ее прочности и жесткости.

Механические характеристики панели, определяющие ее качество, представлены в таблице. Схемы расчета характеристик, размеры образцов, эскизы и фотографии приспособлений приведены на рисунках.

В формулах, представленных в таблице, используют следующие обозначения:

$\sigma_{и}$  – предел прочности материала обшивки панели при четырехточечном изгибе (длинная балка), МПа;

$P_{\max}$  – нагрузка, при которой обшивка разрушается от растяжения или теряет устойчивость при сжатии, Н;

$S$  – расстояние между опорными валиками, мм;

$L$  – расстояние между нагружающими валиками, мм;

$d$  – толщина панели, мм;

$c$  – толщина сотового заполнителя, мм;

$b$  – ширина образца, мм;

$t$  – толщина обшивки, мм;

$E_{и}$  – секущий модуль упругости материала обшивки при изгибе (при сжатии верхней обшивки или растяжении нижней), МПа;

$\sigma_{3000}$  – напряжение в обшивке при деформации наклеенного на обшивку тензорезисторного датчика 3000 микроединиц (0,003, или 0,3 %);

$\sigma_{1000}$  – напряжение в обшивке при деформации наклеенного на обшивку тензорезисторного датчика 1000 микроединиц (0,001, или 0,1 %);

$\varepsilon_{3000}$  – деформация наклеенного на обшивку тензорезисторного датчика 3000 микроединиц (0,003, или 0,3 %);

$\varepsilon_{1000}$  – деформация наклеенного на обшивку тензорезисторного датчика 1000 микроединиц (0,001, или 0,1 %);

$D_{и}$  – жесткость при изгибе панели, Н·мм<sup>2</sup>;

$P_{3000}$  – нагрузка в верхней сжимаемой обшивке при деформации наклеенного на нее тензорезисторного датчика 3000 микроединиц (0,003, или 0,3 %), Н;

$P_{1000}$  – нагрузка в верхней сжимаемой обшивке при деформации наклеенного на нее тензорезисторного датчика 1000 микроединиц (0,001, или 0,1 %), Н;

$\varepsilon_{1-3000}$  – деформация тензорезисторного датчика на поверхности верхней обшивки 3000 микроединиц (0,003, или 0,3 %);

$\varepsilon_{1-1000}$  – деформация тензорезисторного датчика на поверхности верхней обшивки 1000 микроединиц (0,001, или 0,1 %);

$\varepsilon_{2-3000}$  – деформация тензорезисторного датчика на поверхности нижней обшивки при  $P_{3000}$ ;

$\varepsilon_{2-1000}$  – деформация тензорезисторного датчика на поверхности нижней обшивки при  $P_{1000}$ ;

$\sigma_{ск}^z$  – предел прочности заполнителя при сжатии перпендикулярно плоскости панели (в направлении толщины заполнителя), МПа;

$A$  – площадь поперечного сечения образца, мм<sup>2</sup>;

$\sigma_{0,02}^z$  – напряжение сжатия при деформации 0,02 (2 %), т. е. когда отношение абсолютной деформации  $\delta$  к толщине сотового заполнителя  $s$  составляет 0,02;

$P_{0,02}$  – нагрузка при деформации сжатия 0,02 (2 %), Н;

$E_{сж}^z$  – секущий модуль упругости заполнителя при сжатии перпендикулярно плоскости панели, МПа;

$\sigma_{0,003}$  – напряжение в заполнителе при деформации 0,003 (0,3 %);

$\sigma_{0,001}$  – напряжение в заполнителе при деформации 0,001 (0,1 %);

$\varepsilon_{0,003}$  – деформация заполнителя 0,003 (0,3 %);

$\varepsilon_{0,001}$  – деформация заполнителя 0,001 (0,1 %);

$P_{0,003}$  – нагрузка при деформации сжатия 0,003 (0,3 %), Н;

$P_{0,001}$  – нагрузка при деформации сжатия 0,001 (0,1 %), Н;

$\delta_{0,003C}$  – абсолютная деформация заполнителя при  $\varepsilon_{0,003}$ , мм;

$\delta_{0,001C}$  – абсолютная деформация заполнителя при  $\varepsilon_{0,001}$ , мм;

$\sigma_p^z$  – предел прочности заполнителя при растяжении перпендикулярно плоскости панели (в направлении толщины заполнителя), МПа;

$\sigma_{сж}$  – предел прочности обшивки при сжатии параллельно плоскости панели (в направлении длины или ширины обшивки), чаще получают напряжение потери устойчивости обшивки, МПа;

$\tau$  – предел прочности заполнителя при сдвиге, МПа;

$\bar{T}$  – средний крутящий момент отслаивания, (Н·мм)/мм;

$r_0$  – радиус фланца, включая половину толщины ленты барабана, мм;

$r_1$  – радиус барабана, включая половину толщины обшивки, мм;

$F_r$  – средняя нагрузка отслаивания, Н;

$F_0$  – нагрузка накручивания на барабан только обшивки, Н;

$D$  – жесткость при изгибе панели с одинаковыми обшивками, Н·мм<sup>2</sup>;

$E$  – модуль упругости материала обшивки, МПа;

$U$  – поперечная жесткость панели, Н;

$P$  – нагрузка, Н;

$\Delta$  – прогиб образца, мм;

$G$  – модуль сдвига заполнителя, МПа;

$K_A$  – тангенс угла наклона начального линейного участка графика «нагрузка–перемещение», Н/мм;

$\sigma_{cr}$  – среднее напряжение на участке смятия сотового заполнителя на графике «нагрузка–перемещение», МПа;

$P_{cr}$  – среднее усилие деформирования на участке смятия сотового заполнителя на графике «нагрузка–перемещение», Н;

$s_{cr}$  – относительная деформация смятия сотового заполнителя;

$\delta_{cr}$  – абсолютная деформация смятия сотового заполнителя;

$E_j$  – энергия удара, Дж;

$C$  – коэффициент нормирования энергии удара на единицу толщины образца ( $C = 6,7$  Дж/мм);

$h$  – толщина образца, мм;

$\dot{w}$  – скорость ползучести прогиба, мм/ч;

$w$  – относительный прогиб образца, %;

$w_k$  – прогиб образца при ползучести, мм;

$w_n$  – начальный прогиб образца при нагружении, мм.

Механические характеристики трехслойной панели с сотовым наполнителем

Обозначение характеристики в соответствии с ГОСТ (ASTM)	Формула	Стандарт
$\sigma_{и} (F^U)$	$\sigma_{и} = \frac{P_{\max} (S - L)}{2(d + c)bt} = \frac{P_{\max} (S - L)}{4(d - t)bt}$ (1)	[15, 16]
$E_{и} (E_f)$	$E_{и} = \frac{\sigma_{3000} - \sigma_{1000}}{(\varepsilon_{3000} - \varepsilon_{1000}) \frac{c + t}{c + 2t}}$ (2)	
$D_{и} (D^{F, nom})$	$D_{и} = \frac{(S - L)d}{4} \cdot \frac{P_{3000} - P_{1000}}{(\varepsilon_{1-3000} - \varepsilon_{1-1000}) + (\varepsilon_{2-3000} - \varepsilon_{2-1000})}$ (3)	
$\sigma_{сж}^z (F_z^{fcu})$	$\sigma_{сж}^z = \frac{P_{\max}}{A}$ (4)	[17, 18]
$\sigma_{0,02}^z (F_z^{fc0,02})$	$\sigma_{0,02}^z = \frac{P_{0,02}}{A}$ (5)	
$E_{сж}^z (E_z^{fc})$	$E_{сж}^z = \frac{\sigma_{0,003} - \sigma_{0,001}}{\varepsilon_{0,003} - \varepsilon_{0,001}} = \frac{(P_{0,003} - P_{0,001})c}{A(\delta_{0,003} - \delta_{0,001})}$ (6)	
$\sigma_p^z (F_z^{ftu})$	$\sigma_p^z = \frac{P_{\max}}{A}$ (7)	[19, 20]
$\sigma_{сж} (\sigma)$	$\sigma_{сж} = \frac{P_{\max}}{2bt}$ (8)	[21, 22]
$\tau (F_z^{ult})$	$\tau = \frac{P_{\max}}{(d + c)b}$ (9)	[23, 24]
$\bar{T} (\bar{T})$	$\bar{T} = \frac{(r_0 - r_1)(F_r - F_0)}{b}$ (10)	[25, 26]
$D (D)$	$D = \frac{E(d^3 - c^3)b}{12}$ (11)	[27, 28]
$U (U)$	$U = \frac{PS}{4\Delta - \frac{PS^3}{12D}}$ (12)	
$G (G)$	$G = \frac{U(d - 2t)}{(d - t)^2 b}$ (13)	
$K_A (K_A)$	$K_A = \frac{P_{0,003} - P_{0,001}}{\delta_{0,003} - \delta_{0,001}}$ (14)	[29, 30]
$\sigma_{cr} (\sigma_{cr})$	$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{A}$ (15)	
$s_{cr} (s_{cr})$	$s_{cr} = \frac{\delta_{cr}}{A}$ (16)	
$E_j (E_j)$	$E_j = Ch$ (17)	[31, 32]
$\dot{w} (CR_i)$	$\dot{w} = \frac{dw}{dt}$ (18)	[33, 34]
$w (t_{A_i})$	$w = \frac{w_k - w_H}{w_H} \cdot 100\%$ (19)	

Схема для расчета нормальных напряжений в обшивках панели при четырехточечном (чистом) изгибе представлена на рис. 2.

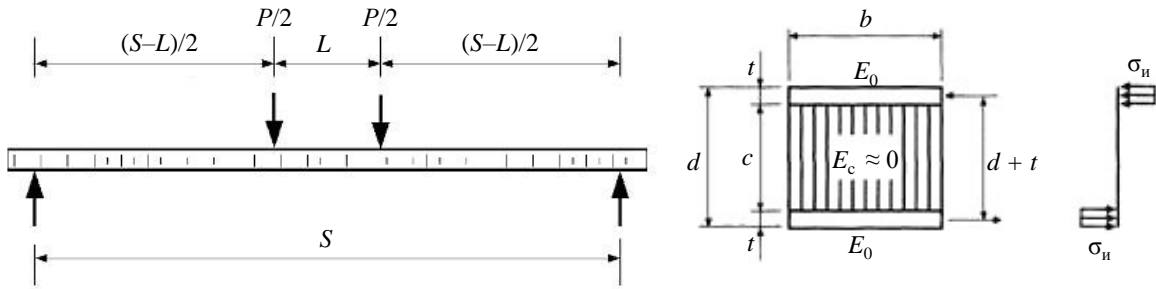


Рис. 2. Схема для расчета нормальных напряжений в обшивках панели. Принимают, что модуль упругости обшивки  $E_0$  гораздо больше модуля упругости сотового заполнителя  $E_c \approx 0$

Через равенство моментов в уравнении (20) определяют значения напряжений по формуле (1):

$$\frac{P_{\max}(S-L)}{4} = \sigma_n bt(d-t). \quad (20)$$

Из формулы (20) следует, что при одинаковой величине нагрузки максимальные нормальные напряжения в обшивке панели в  $\frac{3\left(\frac{c}{t}+1\right)}{2}$  раз меньше, чем в балке шириной  $b$  и толщиной  $2t$  из материала обшивки.

Жесткость при изгибе балки шириной  $b$  и толщиной  $2t$  из материала обшивки определяют по формуле

$$D_{\text{им}} = EI_x = \frac{2Ebt^3}{3}, \quad (21)$$

где  $I_x$  – осевой момент инерции.

Жесткость панели с низко модульным заполнителем определяют по формуле

$$D_{\text{ип}} = EI_x = \frac{Eb(d^3 - c^3)}{12} = \frac{Ebt^3 \left( 3\left(\frac{c}{t}+1\right)^2 + 1 \right)}{6}, \quad (22)$$

соотношение жесткости при изгибе балки из материала обшивки и панели с низко модульным заполнителем – по формуле

$$D_{\text{ип}}/D_{\text{им}} = \frac{3\left(\frac{c}{t}+1\right)^2 + 1}{4}. \quad (23)$$

Из формулы (23) следует, что наиболее эффективным способом повышения жесткости панели является увеличение соотношения толщин заполнителя и обшивки. Например, при  $c/t = 2$  жесткость панели возрастает в 7 раз, а при  $c/t = 6$  – в 37 раз. Масса панели за счет увеличения объема сотового заполнителя повышается незначительно.

Нагружение панели чистым изгибом позволяет получить наибольший эффект при эксплуатации. Характеристики прочности, жесткости и виды разрушения определяют по стандартам [15, 16]. Зачетными видами разрушения являются разрушения обшивок панели от растягивающих или сжимающих напряжений (рис. 3). При стандартной схеме нагружения используют крупногабаритные прямоугольные образцы длиной

600±1 мм, шириной 75±0,5 мм и толщиной, равной толщине панели. Согласно стандартам (рис. 2), длины  $S$  и  $L$  составляют 560 и 100 мм соответственно. Для регистрации деформации посередине на верхней и нижней обшивках образца приклеивают тензодатчики. Для исключения смятия обшивок в местах нагружения между опорами и образцом прокладывают жесткие резиновые пластины.

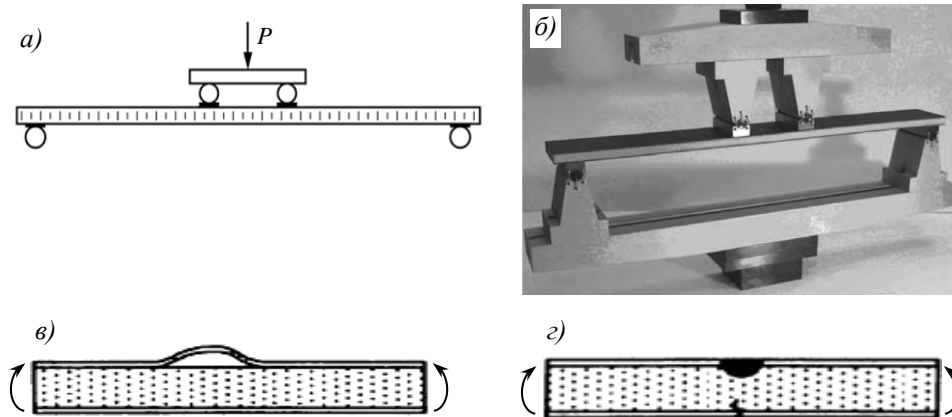


Рис. 3. Схема нагружения с использованием жестких резиновых пластин (а), нагружающее приспособление (б) и основные виды разрушений образца (в, г) [15, 16]

### Методики испытаний трехслойных конструкций

Стандарты предлагают фиксировать 12 возможных видов разрушения образца. Основные виды разрушения представлены на рис. 3. Преобладают разрушения от потери устойчивости сжатой обшивкой. Для исключения этого сжимаемую обшивку следует делать толще, чем обшивку растяжения.

Прочность сотового наполнителя при сжатии является важным показателем для проектирования панелей пола в салоне самолета. Функционирование панели при передвижении пассажиров должно обеспечивать ощущение достаточной жесткости конструкции через тактильные ощущения приемлемо малых прогибов. Испытания наполнителя на сжатие в направлении его толщины проводят по стандартам [17, 18]. Определяют физико-механические характеристики  $\sigma_{сж}^z$ ,  $\sigma_{0,02}^z$ ,  $E_{сж}^z$  на этапе начального деформирования с целью выбора оптимальных параметров структуры наполнителя: длины  $L$ , толщины  $T$ , ширины  $W$ , размеров ячейки (рис. 4).

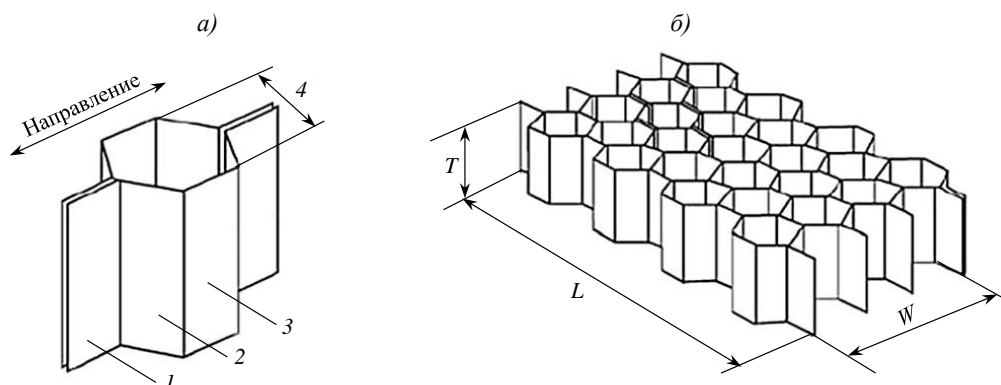


Рис. 4. Сотовый наполнитель с шестигранной формой ячеек (сот): а – вид единичной ячейки (1 – гофрированные полосы, 2 – грани ячейки одинарной толщины, 3 – грани ячейки двойной толщины, 4 – размер ячейки); б – основные параметры сотового наполнителя [14]

Образец для испытаний должен иметь квадратное или круглое поперечное сечение, включающее, согласно стандартам [17, 18], ~60 сот, и толщину, равную толщине заполнителя. В зависимости от размера соты изменяют поперечное сечение образца. Наибольшее значение площади  $5625 \text{ мм}^2$  является практическим максимумом для данного метода испытаний. Для материала внутреннего слоя с размерами сот, превышающими 9 мм, может потребоваться меньшее количество сот для испытаний.

Нагрузку на образец передают с помощью закрепленной плоской плиты и плиты со сферическим (самонастраивающимся) устройством (рис. 5). Нагружающие плиты настраивают и не допускают внецентренного приложения силы.

Для предотвращения возникновения местных очагов деформации заполнителя упрочняют поверхность образца, для чего погружают ее в тонкий слой клея или приклеивают к образцу тонкий лист. В авиационной и космической отрасли определяют модуль упругости при сжатии только на образцах, подготовленных таким образом.

Единственным допустимым типом деформирования заполнителя является сначала упругое деформирование по всей плоскости сжатия, затем – потеря устойчивости и смятие также по всей плоскости сжатия. Результаты испытания при наличии локальных участков смятия в одном углу или у одной кромки образца не учитывают. На рис. 6 представлена типичная диаграмма сжатия, обработка которой позволяет определить стандартные физико-механические характеристики по формулам, указанным в таблице.

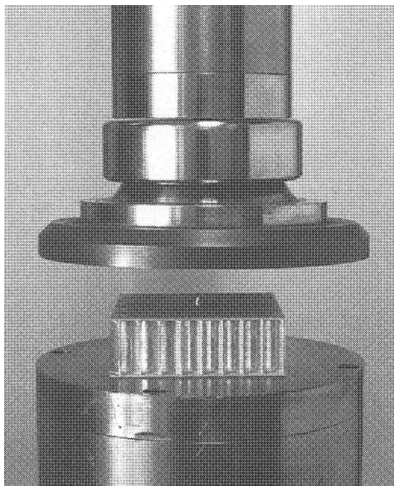


Рис. 5. Испытание на сжатие [17, 18]

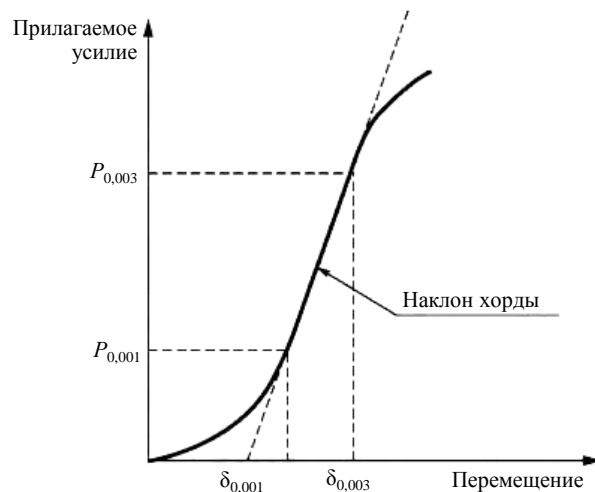


Рис. 6. Типичная диаграмма сжатия сотового заполнителя [21]

Образец для испытаний заполнителя на растяжение, также как и образец для испытания на сжатие, должен иметь квадратное или круглое поперечное сечение, включающее ~60 сот, и толщину, равную толщине заполнителя. Растягивающую нагрузку, перпендикулярную плоскости обшивки, заполнитель воспринимает через нагружающие блоки большой толщины, которые приклеивают к обшивкам или непосредственно к сотовому заполнителю (рис. 7).

Приемлемыми являются разрушения, начавшиеся и прошедшие в объеме панели. Разрушение адгезионного слоя между нагружающим блоком и панелью не является приемлемым видом разрушения (рис. 8) [19, 20].

При испытании фиксируют диаграмму растяжения, обработка которой позволяет определить стандартные механические характеристики [19, 20].



Рис. 7. Растяжение сотового заполнителя с помощью наклеенных блоков

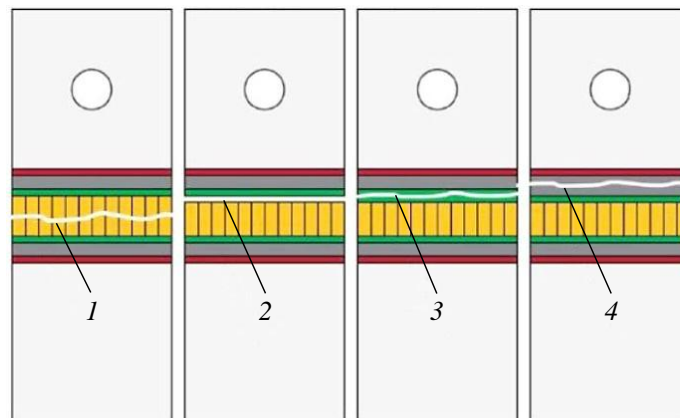


Рис. 8. Зачетные виды разрушения панели при растяжении с помощью наклеенных блоков: 1 – разрушение заполнителя, 2 – адгезионное разрушение клеевого слоя между обшивкой и заполнителем, 3 – когезионное разрушение клеевого слоя между обшивкой и заполнителем, 4 – разрушение обшивки [19, 20]

Способность панели сопротивляться сжатию в направлении длины или ширины панели оценивают испытанием образца панели на сжатие (рис. 9) [21, 22]. Исходным размером для изготовления образца в виде параллелепипеда является толщина панели. Рабочая длина образца  $L_0$  должна быть в пределах восьми толщин, ширина  $b$  – не менее 50 мм. Торцы образца усиливают эпоксидным наполнителем, обрабатывают и шлифуют, чтобы торцы были ровными и параллельными.

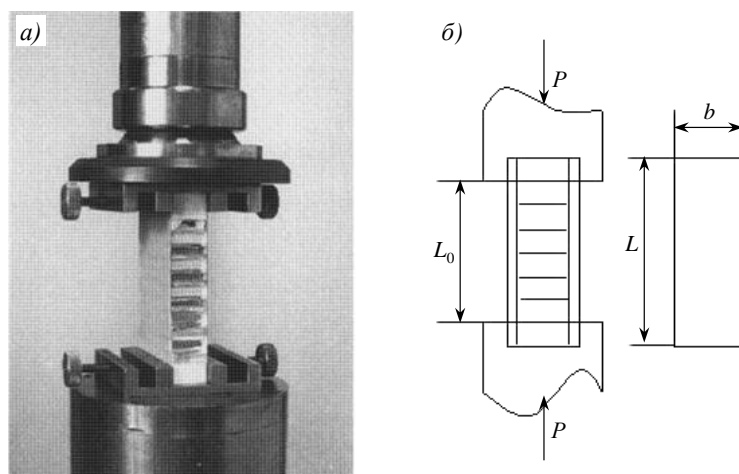


Рис. 9. Установка образца из трехслойной панели в испытательную машину [21] (а) и схема испытания на сжатие (б)

Предел прочности  $\sigma_{сж}$  выражают относительно номинальной площади поперечного сечения материалов обшивок. Зачетными видами потери образцом несущей способности и частичного разрушения за счет образования новой свободной поверхности являются изменение формы образца и разрушения, происходящие вдали от опорных концов. Как правило, несущая способность образца снижается вследствие потери устойчивости обшивок и их отрыва от сот. На рис. 10 представлены основные виды потери несущей способности и разрушения при сжатии образца в направлении длины или ширины панели.

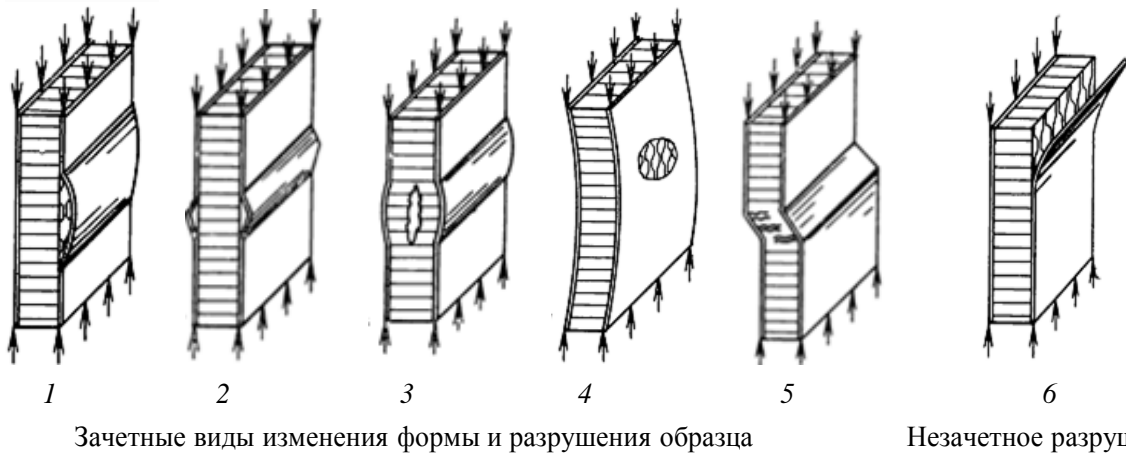


Рис. 10. Основные виды потерь несущей способности образца при сжатии в направлении длины или ширины панели: 1 – потеря устойчивости и отрыв от сот одной обшивки; 2 – потеря устойчивости и отрыв от сот обеих обшивок; 3 – потеря устойчивости обеих обшивок и разрушение сот; 4 – общая потеря устойчивости образца; 5 – сдвиг образца; 6 – отрыв обшивки от заполнителя на торце образца [1]

Диаграмма сжатия демонстрирует согласованную работу составляющих элементов панели (двух обшивок, заполнителя, клеевого соединения) по сопротивлению деформированию и разрушению. Сила и энергия этого сопротивления превосходят сумму сопротивлений составляющих элементов.

Прочность при сдвиге заполнителя  $\tau$  определяют испытанием образца, изготовленного из панели в виде балки, на поперечный (трехточечный) или чистый (четырёхточечный) изгиб (рис. 11) [23, 24]. Схемы нагружения балки и возникающие внутренние силовые факторы (изгибающий момент, поперечная сила) представлены на рис. 12.

Поперечную силу определяют по формуле

$$Q = P/2, \tag{24}$$

прочность при сдвиге наполнителя – по формуле Д.И. Журавского:

$$\tau = \frac{QS_{отс}}{I_x b}, \tag{25}$$

где  $S_{отс}$  – статический момент инерции относительно нейтральной оси.

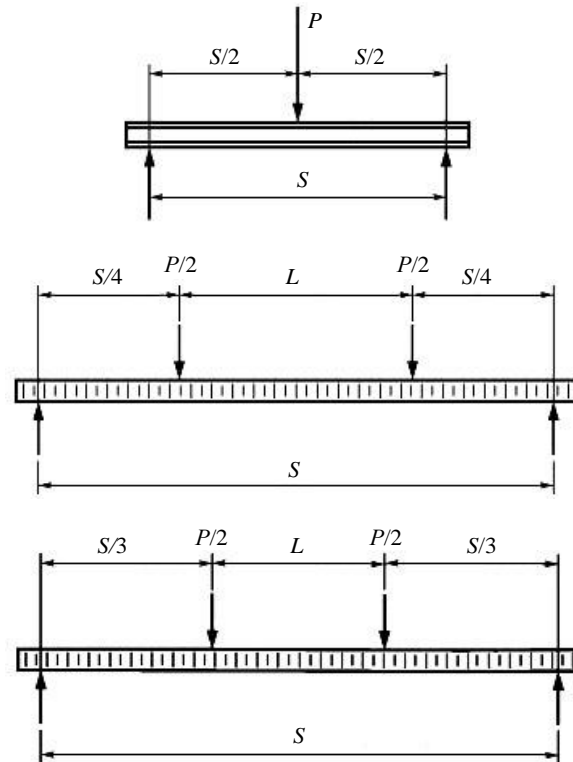


Рис. 11. Схемы нагружения для определения прочности при сдвиге заполнителя [23, 24]

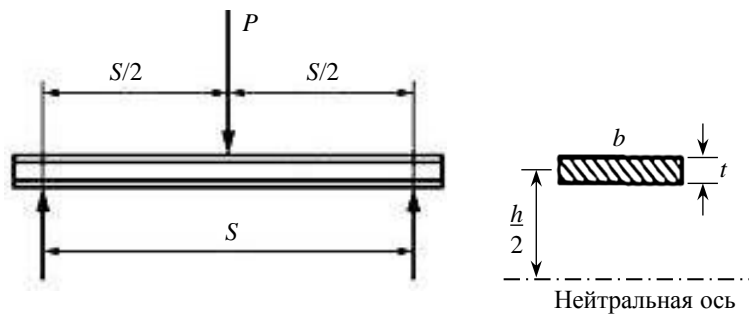


Рис. 12. Схема для расчета касательного напряжения в заполнителе панели [35, 36]

Из данных рис. 12 следует:

$$\begin{aligned}
 h &= d - t, S_{отс} = tb(d - t)/2, \\
 I_x &= \frac{2bt(d - t)^2}{4} = \frac{bt(d - t)^2}{2}, \\
 \tau &= \frac{2Pbt(d - t)}{2 \cdot 2b(d - t)^2} = \frac{P}{2b(d - t)} = \frac{P}{b(d + c)}.
 \end{aligned}
 \tag{26}$$

Образцы изготавливают путем механической обработки из готовых панелей. Механическую обработку осуществляют с помощью дисковой пилы с применением воды для охлаждения.

Кроме прочности заполнителя при сдвиге, изгиб панели позволяет определить значения модуля сдвига заполнителя, прочность клеевого соединения, допустимые напряжения потери устойчивости, растяжения и сжатия обшивки. Необходимую характеристику определяют путем анализа вида разрушения образца.

Следует отметить, что получаемое значение сдвига относится не к материалу сотового заполнителя (бумаге, алюминиевым, титановым и другим сплавам), а к теоретическому (условному) материалу, из которого создана конструкция сот в заполнителе. В действительности тонкие высокие слои сот воспринимают растягивающую или сжимающую нагрузку. Растяжение вызывает разрушение от нормального напряжения, сжатие сначала приводит к потере устойчивости и появлению пластических шарниров, а затем – к смятию сот. Теоретически лучшей конструкцией сотового заполнителя будет конструкция с восприятием материалом сот только растягивающих напряжений. Этому способствует изготовление заполнителя в виде полых усеченных конусов [9, 35, 36].

Прочность клеевого соединения обшивки с сотовым заполнителем – одна из основных характеристик панели. Широко применяемым методом ее оценки является испытание по определению усилия отслаивания обшивки на барабане [25, 26]. Термины «отслаивание» и «расслаивание» введены для описания процессов испытания клеевых соединений и имеют разное смысловое значение [37]. Термин «отслаивание» применяют при испытаниях клеевого соединения разных материалов, термин «расслаивание» – при оценке клеевого соединения резин и резинотканевых материалов между собой. Поэтому название стандарта [26] требует уточнения. На рис. 13 представлены эскиз образца из панели, схема испытания на отслаивание обшивки и диаграмма деформирования. Усилие отслаивания устанавливают путем равномерного накручивания обшивки образца на специальный барабан.

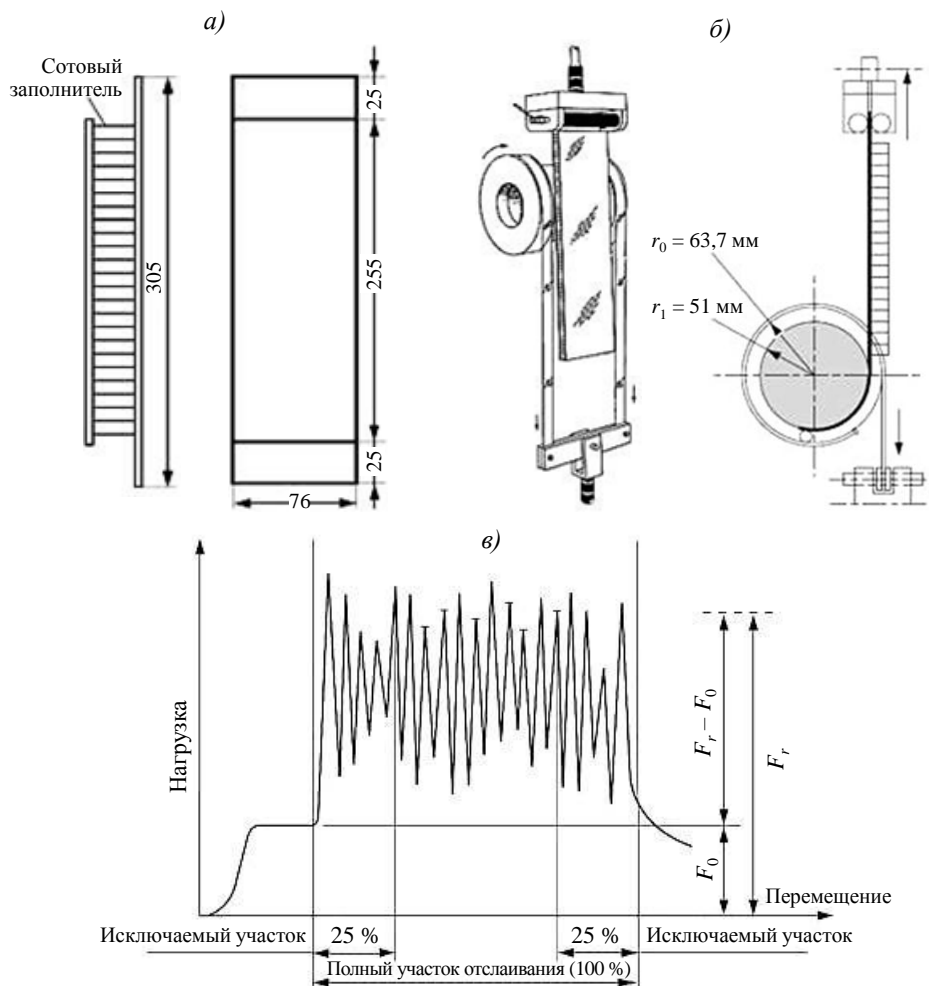


Рис. 13. Эскиз образца из панели (а), схема испытания на отслаивание обшивки (б) и диаграмма деформирования (в) [25, 26]

На рис. 13, в продемонстрированы диаграмма деформирования и методика ее обработки для получения нагрузки накручивания на барабан только обшивки  $F_0$  и средней нагрузки отслаивания  $F_r$ .

На начальном участке определяют  $F_0$ . Для определения усилия отслаивания необходимо на полученной диаграмме исключить из длины участка отслаивания (не менее 152 мм) начальные и конечные 25 % участка. На оставшейся области записанной кривой длиной 127 мм определяют среднее значение пиков ( $F_r$ ).

Согласно мировой практике, качество склеивания обшивки с сотовым наполнителем часто определяют не по значению среднего крутящего момента отслаивания  $\bar{T}$ , а по усилию отслаивания  $F = F_r - F_0$  [12]. Полученное значение выражают в специфических единицах измерения: Н/76 мм, где 76 мм – ширина образца.

Основные виды разрушения образца при испытании на отслаивание:

- между слоями обшивки;
- по клеевому соединению;
- по сотовому наполнителю.

Исследование прочности клеевого соединения обшивки с сотовым наполнителем проводят с целью оптимизации структуры панели для достижения максимальной удельной жесткости.

Жесткость при изгибе панели  $D$ , поперечную жесткость панели  $U$ , модуль сдвига наполнителя  $G$  определяют испытанием образца на трех- или четырехточечный изгиб [27, 28]. Характеристиками жесткости материала являются модули упругости  $E_{ij}$  и  $G_{ij}$  – коэффициенты в уравнениях упругости, связывающих относительные линейные и угловые деформации с нормальными или касательными напряжениями. Изотропный материал имеет два модуля упругости  $E$  и  $G$ , связанных между собой коэффициентом Пуассона  $\mu$ . Жесткость образца и конструкции является произведением жесткости материала и соответствующего геометрического параметра, определяющего сопротивление образца и конструкции деформации. При растяжении – это площадь поперечного сечения образца  $F$  с размерностью  $[\text{мм}^2]$ , при изгибе – момент инерции относительно нейтральной оси  $I_x$  с размерностью  $[\text{мм}^4]$ . Поэтому жесткость при растяжении имеет размерность  $[\text{Н}]$ , а при изгибе –  $[\text{Н} \cdot \text{мм}^2]$ .

Если известны геометрические размеры образца из панели (ширина образца  $b$ , толщина панели  $d$ , толщина сотового наполнителя  $c$ , толщина обшивки  $t$  (рис. 2)) и модуль упругости материала обшивки  $E_0$ , при условии одинаковых обшивок и принятии допущения, что жесткость наполнителя равна нулю ( $E_c = 0$ ), жесткость образца при изгибе определяется по формуле (11).

Поперечную жесткость панели  $U$  определяют с помощью испытания образца на трехточечный изгиб (рис. 11 и 12). На линейном участке упругого деформирования нагрузка  $P$  связана с прогибом в центре образца  $\Delta$  линейной зависимостью

$$\Delta = \frac{PS^3}{48EI_x} + \frac{PS}{4kGF} = \frac{PS^3}{48D} + \frac{PS}{4U}, \quad (27)$$

где  $k$  – коэффициент, зависящий от формы поперечного сечения образца (для прямоугольного сечения образца из сплошного материала  $k = 5/6$ , для трехслойной панели  $k = 1$ ).

Поперечную жесткость панели  $U$  определяют по формуле (12), модуль сдвига наполнителя  $G$  – по формуле

$$G = \frac{U}{(d - 2t)b}. \quad (28)$$

В формуле (28), полученной из формулы (27), пренебрегают деформацией сдвига жестких обшивок и учитывают сдвиг только сотового заполнителя. Формула (13), приведенная в стандарте [27], показывает близкие, но более низкие значения модуля сдвига.

Когда модуль упругости обшивки неизвестен, жесткость определяют экспериментально методом испытания на упругий изгиб образца с двумя длинами  $S$ .

Стандарты [27, 28] предлагают несколько вариантов испытаний для получения значений  $D$ ,  $U$  и  $G$ . Предпочтение следует отдать испытаниям одного образца при разной длине пролета  $S$ . Это уменьшит разброс результатов из-за возможных отклонений при изготовлении образцов.

Важной характеристикой трехслойных панелей является способность не разрушаться (разваливаться на части), а поглощать энергию внешнего силового воздействия. В основном это происходит за счет формоизменения и пластической деформации заполнителя (рис. 14). Поглощающие характеристики сотового заполнителя определяют по стандартам [29, 30].

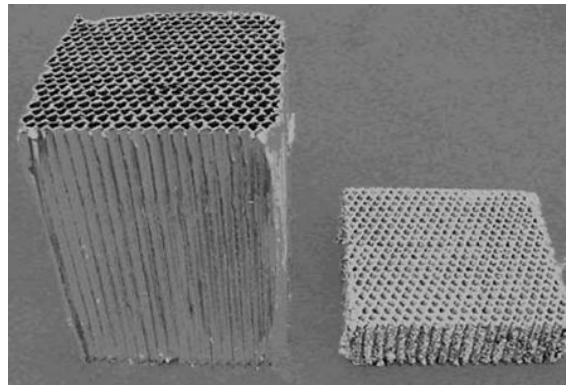


Рис. 14. Сотовый заполнитель до и после испытания сжимающей нагрузкой для оценки способности поглощать энергию внешнего силового воздействия [29, 30]

Сущность метода заключается в нагружении образца из сотового заполнителя сжимающей нагрузкой, действующей перпендикулярно плоскости склеивания торцов сот с материалом обшивок.

Для определения поглощающих характеристик сотового заполнителя применяют образцы с квадратным или круглым поперечным сечением, толщиной не менее 25 мм. Площадь поперечного сечения образца зависит от размеров ячейки заполнителя и находится в интервале от 625 до 5625 мм<sup>2</sup>. Нагрузку на образец передают с помощью закрепленной плоской плиты и плиты со сферическим (самонастраивающимся) устройством (рис. 5).

Если требуется, чтобы торцы образца были выравнены, проводят их предварительное смятие. Для этого используют специальную зубчатую пластину и методику смятия. После смятия плоскости должны быть параллельны друг другу и перпендикулярны боковым поверхностям образца.

Рекомендуемая скорость перемещения активного захвата составляет 25 мм/мин. Нагружают образец до тех пор, пока прикладываемая нагрузка не превысит на 50 % среднее значение деформирующей нагрузки на горизонтальном участке графика «нагрузка  $P$ –перемещение  $\delta$ ». В результате испытания получают график « $P$ – $\delta$ » (рис. 15), который имеет характерные участки. Начальный линейный участок упругой деформации включает показатели деформации  $\delta_1 = 0,001c$  и  $\delta_2 = 0,003c$ , а также соответствующие им значения усилия  $P_1(\delta_1)$  и  $P_2(\delta_2)$ . Относительное перемещение  $\Delta = \delta/c$

в этих точках равно 0,001 и 0,003. Таким образом, на оси абсцисс отмеряют абсолютные деформации  $\delta$  и соответствующие им относительные деформации  $\Delta$ . Коэффициент  $K_A$  определяют по формуле (14).

Линейный упругий участок (отрезок 3 на рис. 15) заканчивается при потере ячейками наполнителя устойчивости и с началом процесса пластической деформации сот. Исчерпание пластической деформации сот приводит к их смыканию и росту нагрузки. С ориентировкой на конечное значение  $P$  из равенства  $K_B = K_A$  определяют значения  $P_i$  и  $\delta_i$ . Из равенства  $K_C = K_D = 0,75K_A$  определяют величины  $\delta_C$  и  $\delta_D$ , разницу между ними  $\delta_{cr}$  (отрезок 1 на рис. 15). Среднее усилие деформирования  $P_{cr}$  оценивают на участке смятия сотового заполнителя (отрезок 2 на рис. 15).

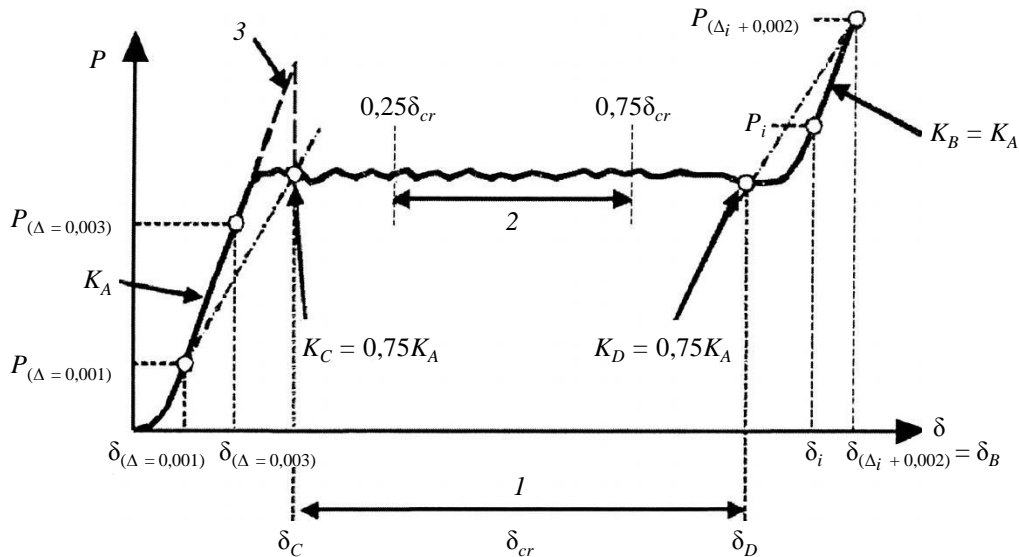


Рис. 15. График «нагрузка–перемещение» [29, 30]: 1–3 – характерные отрезки;  $P$  – нагрузка;  $P_{(\Delta=0,003)}$  – нагрузка при  $\delta_{(\Delta=0,003)}$ ;  $P_{(\Delta=0,001)}$  – нагрузка при  $\delta_{(\Delta=0,001)}$ ;  $K_A$  – угол наклона начального линейного участка графика;  $K_B$  – угол наклона конечного линейного участка графика;  $K_C$  – угол наклона прямой до начала смятия образца;  $K_D$  – угол наклона прямой после смятия образца;  $P_{(\Delta_i+0,002)}$  – нагрузка при  $\delta_{(\Delta_i+0,002)}$ ;  $P_i$  – нагрузка при  $\delta_i$ ;  $\delta$  – перемещение;  $\delta_{(\Delta=0,001)}$  – перемещение активного захвата, при котором  $\Delta$  стремится к 0,001;  $\delta_{(\Delta=0,003)}$  – перемещение активного захвата, при котором  $\Delta$  стремится к 0,003;  $\delta_C$  – перемещение активного захвата, когда началось смятие образца;  $\delta_D$  – перемещение активного захвата, когда закончилось смятие образца;  $\delta_{cr}$  – перемещение активного захвата во время смятия образца;  $\delta_i$  – перемещение активного захвата в точке  $i$  после окончания смятия;  $\delta_{(\Delta_i+0,002)}$  – перемещение активного захвата после смятия образца, при котором  $\Delta$  не менее чем на 0,002 больше  $\Delta_i$

Напряжение смятия сотового заполнителя определяют по формуле (15), относительную деформацию смятия сотового заполнителя – по формуле

$$s_{cr} = \frac{\delta_D - \delta_C}{c} = \frac{\delta_{cr}}{c}. \quad (29)$$

Стандарты не регламентируют определение среднего усилия деформирования на участке смятия сотового заполнителя  $P_{cr}$ , что требует их дополнения.

Способность конструкции заполнителя воспринимать без разрушения за счет изменения формы большие упругие деформации, наличие у материала заполнителя значительных пластических деформаций придают трехслойным панелям живучесть

(возможность выдерживать силовую нагрузку при наличии повреждений). Определение значений параметров, характеризующих сопротивление панелей разрушению (живучесть), проводят методами статического и ударного нагружения образца, изготовленного из панели, индентором с гладким полусферическим наконечником и последующим испытанием образца на сжатие. Испытания стандартизованы [31, 32]. Стандарты на трехслойные панели разработаны на основе стандартов для композиционных материалов [38–41].

Для панелей предложены три методики испытаний: в международном стандарте [31] эти методики обозначены А, В, С, в российском аналоге [32] – А, Б, В соответственно. Следует отметить, что международный стандарт [31] включает испытания трехслойных панелей из всех материалов, а российский аналог распространяется только на панели из композиционных полимерных материалов.

Методики А и Б представляют собой методики испытания на статическое внедрение индентора в образец. При испытании по методике А образец лежит на жестком основании. В соответствии с методикой Б, образец закрепляют над круглым отверстием диаметром 125 мм. В обеих методиках используют одинаковые образцы размером  $150 \times 150 \times d$  мм.

Зачетными являются разрушения в центральной части образца, на значительном расстоянии от его краев (рис. 16). После испытания исследуют поврежденный образец, в том числе с применением методов неразрушающего контроля. В протоколе испытаний регистрируют:

- график «нагрузка–перемещение индентора»;
- глубину отпечатка, мм;
- размеры и площадь зоны повреждения (длину, ширину, максимальный диаметр);
- площадь зоны повреждения;
- максимальную величину контактной силы;
- величину поглощенной энергии при максимальной величине контактной силы;
- величину всей поглощенной в процессе индентирования энергии.

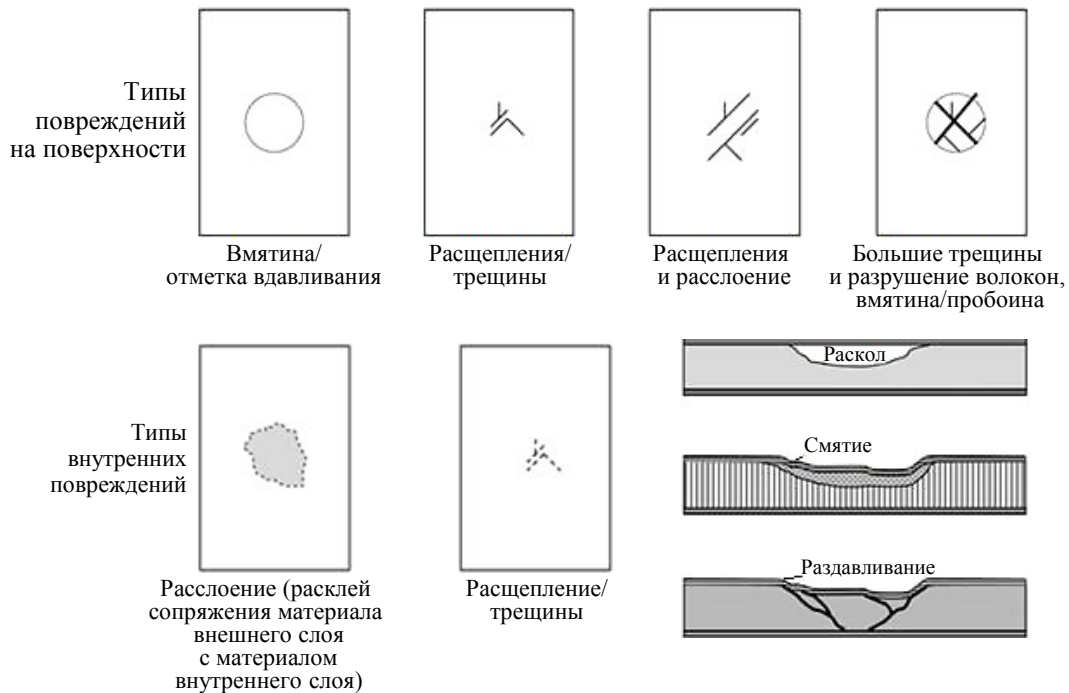


Рис. 16. Зачетные виды разрушения [32]

По методике В образец из трехслойной панели размером  $150 \times 100 \times d$  мм повреждают ударом свободно падающего груза с наконечником полусферической формы. Ударное повреждение оценивают по размеру отпечатка и характеризуют типом повреждения образца (рис. 17). В качестве дополнительных параметров можно регистрировать зависимость скорости удара и приложенной контактной силы от времени.

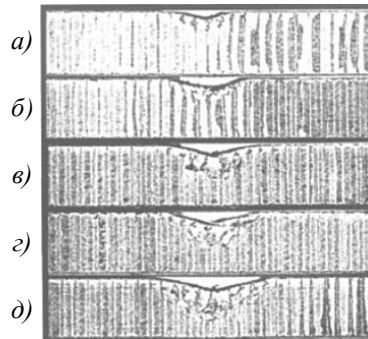


Рис. 17. Ударные повреждения образца падающим грузом с запасом упругой энергии 2,0 (а), 3,0 (б), 4,5 (в), 6,0 (г) и 8,0 (д) Дж [7]

Образцы вне зависимости от материала, схемы укладки и других параметров подвергают удару с нормированной на единицу толщины образца энергией, равной 6,7 Дж/мм. Энергию удара  $E_j$  вычисляют по формуле (17).

После повреждения образца падающим грузом целесообразно провести испытание на сжатие после удара, позволяющее количественно оценить опасность повреждения по отношению к прочности исходного образца без повреждения.

Стандарты на статическое внедрение индентора в образец, лежащий на жестком основании, а также свободно лежащий или закрепленный над круглым отверстием, стандарты на испытания падающим грузом и сжатие образцов с повреждением и без него следует привести к единому нормативному базису для исследования повреждаемости трехслойных панелей. В настоящее время стандарты не согласованы друг с другом по размерам образцов, радиусу закругления наконечника индентора и бойка, а также по используемым приспособлениям для испытаний. Формирование нормативного базиса требует доработки стандартов.

### Обсуждение и заключения

Исследование материалов показало наличие тесной связи результатов, получаемых при ударе падающим грузом и статическом внедрении индентора. Тесную связь следует ожидать и при испытании образцов из трехслойных панелей.

Трехслойные панели, как и композиционные материалы, испытывают на ползучесть, усталость и трещиностойкость [33, 34, 42–45].

Согласно работам [9, 14], впервые трехслойная конструкция применена в 1845 г. английским инженером Р. Стефенсоном при строительстве железнодорожного моста. В СССР трехслойную панель разработал в 1928 г. авиационный инженер-конструктор С.И. Зоншайн [14]. В 1940-х гг. начали появляться первые самолеты с трехслойными силовыми элементами. В настоящее время трехслойные конструкции находят все более широкое применение в промышленности и народном хозяйстве.

НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ обладает опытом разработки композиционных материалов в виде трехслойных панелей. Специалисты института принимали активное участие в разработке панелей для створок большого грузового отсека многоэтажного космического корабля «Буран», мотогондолы двигателя ПС-90 (рис. 18) и других изделий, обладают необходимыми компетенциями для разработки и квалификации металлических, полимерных, металлополимерных трехслойных панелей [46–50].

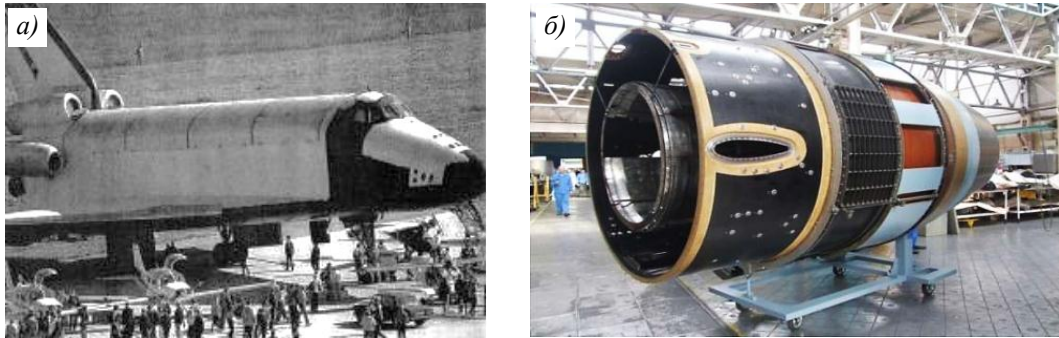


Рис. 18. Многоэтажный космический корабль «Буран» со створками отсека полезного груза [46] (а) и мотогондола двигателя ПС-90 в процессе сборки [47] (б)

Результаты данной работы следует использовать при выборе или разработке методик проведения испытаний образцов из трехслойных конструкций с сотовым наполнителем.

#### Список источников

1. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым наполнителем. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
2. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с наполнителем: справочник. М.: Машиностроение, 1991. 272 с.
3. Гиясов Б.И., Серегин Н.Г., Серегин Д.Н. Трехслойные панели из полимерных композиционных материалов: учеб. пособие. М.: Изд-во АСВ, 2015. 64 с.
4. Bitzer T. Honeycomb Technology: materials, design, manufacturing, applications and testing. Springer Science + Business Media Dordrecht, 1997. 233 p.
5. Kassapoglou C. Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures. Wiley, 2010. 308 p.
6. Gay D. Composite materials. Design and Application. CRC Press, 2015. 598 p.
7. Castanie B., Bouvet C., Ginat M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications // Composite. Part C. 2020. Vol. 1. P. 100004. DOI: 10.1016/j.jcoms.2020.100004.
8. Sadig S.E., Bakhy S.H., Jweeg M.J. Crashworthiness behavior of aircraft sandwich structure with honeycomb core under bending load // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 923. P. 16.
9. Абдуллин И.Н. Проектирование рациональных трехслойных конструкций со стержневым наполнителем: дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2017. 130 с.
10. Фальченко Ю.В., Петрушинец Л.В. Современные способы получения трехслойных панелей из алюминиевых сплавов (обзор) // Автоматическая сварка. 2018. № 6. С. 38–44.
11. Димитриенко Ю.И., Федонюк Н.Н., Губарева Е.А., Сборщиков С.В., Прозоровский А.А., Ерасов В.С., Яковлев Н.О. Моделирование и разработка трехслойных композиционных материалов с сотовым наполнителем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер.: Естественные науки. 2014. № 5. С. 66–81.
12. Шершак П.В., Яковлев Н.О., Шокин Г.И., Куцевич К.Е., Попкова Е.А. Метод оценки и факторы, влияющие на качество склеивания обшивки с сотовым наполнителем в конструкциях пола и интерьера воздушных судов // Авиационные материалы и технологии. 2020. № 2 (59). С. 81–88. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-2-81-88.
13. Павлова С.А. Анализ контактного взаимодействия полимерного сотового наполнителя с несущими слоями в трехслойных конструкциях // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. № 1. С. 87–96. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-87-96.
14. Иванов А.А., Кашин С.М., Семенов В.И. Новое поколение сотовых наполнителей для авиационно-космической техники. М.: Энергоатомиздат, 2000. 436 с.

15. ASTM D7249/D7249M–2020. Standard Test Methods for Facesheet Properties of Sandwich Constructions by Long Beam Flexure. American Society for Testing and Materials, 2020. 10 p.
16. ГОСТ Р 56680–2015. Композиты полимерные. Определение механических характеристик при изгибе материала внешнего слоя «сэндвич»-конструкций методом испытания длинной балки на изгиб. М.: Стандартинформ, 2016. 33 с.
17. ASTM C365/C365M–2022. Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores. American Society for Testing and Materials, 2022. 8 p.
18. ГОСТ Р 56816–2023. Композиты полимерные. Метод определения механических характеристик при сжатии перпендикулярно к плоскости образца материала внутреннего слоя «сэндвич»-конструкций. М.: Российский институт стандартизации, 2023. 33 с.
19. ASTM C297/C297M–2016. Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions. American Society for Testing and Materials, 2024. 8 p.
20. ГОСТ Р 56783–2019. Композиты полимерные. Метод определения предела прочности на растяжение перпендикулярно к плоскости «сэндвич»-конструкций. М.: Стандартинформ, 2019. 18 с.
21. ASTM C364/C364M–2016. Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions. American Society for Testing and Materials, 2024. 8 p.
22. ГОСТ Р 56809–2023. Композиты полимерные. Метод определения предела прочности при сжатии параллельно плоскости «сэндвич»-конструкций. М.: Российский институт стандартизации, 2023. 16 с.
23. ASTM C393/C393M–2020. Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure. American Society for Testing and Materials, 2020. 8 p.
24. ГОСТ Р 56791–2023. Композиты полимерные. Определение характеристик прочности при сдвиге материала внутреннего слоя «сэндвич»-конструкций методом испытания балки на изгиб. М.: Стандартинформ, 2024. 28 с.
25. ASTM D1781–1998. Standard Test Method for Climbing Drum Peel for Adhesives. American Society for Testing and Materials, 2021. 4 p.
26. ГОСТ Р 56792–2015. Композиты полимерные. Метод испытания на расслаивание с намоткой на барабан. М.: Стандартинформ, 2019. 14 с.
27. ASTM D7250/D7250M–2020. Standard Practice for Determining Sandwich Beam Flexure and Shear Stiffness. American Society for Testing and Materials, 2020. 7 p.
28. ГОСТ Р 56798–2015. Композиты полимерные. Метод определения механических характеристик при изгибе «сэндвич»-конструкций. М.: Стандартинформ, 2016. 27 с.
29. ASTM D7336/D7336M–2022. Standard Test Method for Static Energy Absorption Properties of Honeycomb Sandwich Core Materials. American Society for Testing and Materials, 2022. 9 p.
30. ГОСТ Р 56772–2015. Композиты полимерные. Метод определения поглощающих характеристик сотового материала внутреннего слоя «сэндвич»-конструкций при воздействии статической энергии. М.: Стандартинформ, 2016. 23 с.
31. ASTM D7766/D7766M–2016. Standard Practice for Damage Resistance of Sandwich Constructions. American Society for Testing and Materials, 2023. 9 p.
32. ГОСТ Р 56684–2015. Композиты полимерные. Метод определения стойкости к разрушению «сэндвич»-конструкций. М.: Стандартинформ, 2016. 22 с.
33. ASTM C480/C480M–2008. Standard Test Method for Flexure Creep of Sandwich Constructions. American Society for Testing and Materials, 2015. 5 p.
34. ГОСТ Р 56784–2015. Композиты полимерные. Метод определения ползучести при изгибе «сэндвич»-конструкций. М.: Стандартинформ, 2016. 15 с.
35. Волков А.Н. Моделирование и расчет трехслойных конструкций с дискретным наполнителем: дис. ... канд. техн. наук. М., 2023. 132 с.
36. Вишталов Р.И., Муселемов Х.М., Устаханов О.М. Определение приведенных характеристик сотовых наполнителей различных форм // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. 2016. № 42 (3). С. 155–166. DOI: 10.21822/2073-6185-2016-42-3-155-166.

37. Петрова А.П., Малышева Г.В. Клеи, клеевые связующие и клеевые препреги: учеб. пособие / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2017. С. 327–330.
38. ASTM D6264/6264M–2023. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Concentrated Quasi-Static Indentation Force. American Society for Testing and Materials, 2023. 11 p.
39. ГОСТ Р 56794–2015. Композиты полимерные. Метод определения стойкости к разрушению под воздействием концентрированной квазистатической вдавливающей нагрузки. М.: Стандартинформ, 2016. 23 с.
40. ASTM D7136/7136M–2020. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. American Society for Testing and Materials, 2023. 16 p.
41. ГОСТ 33496–2015. Композиты полимерные. Метод испытания на сопротивление повреждению при ударе падающим грузом. М.: Стандартинформ, 2016. 18 с.
42. ASTM C394/C394M–2016. Standard Test Method for Shear Fatigue of Sandwich Core Materials. American Society for Testing and Materials, 2024. 6 p.
43. ГОСТ Р 57049–2016. Композиты полимерные. Метод определения усталости при сдвиге материалов внутреннего слоя «сэндвич»-конструкций. М.: Стандартинформ, 2016. 19 с.
44. Composite Materials Handbook. SAE International, 2013. Vol.: 6. Structural Sandwich Composites. 352 p.
45. Burman M. Fatigue Crack Initiation and Propagation in Sandwich Structures. Stockholm: Royal Institute of Technology, 1998. 171 p.
46. Румянцев А.Ф. Создание из углепластика створки отсека полезного груза для большого транспортного самолета «Буран» // *Авиационные материалы и технологии*. 2013. № S1. С. 56–61.
47. Тимошков П.Н., Колобков А.С., Курносов А.О., Гончаров В.А. Препреги на основе расплавных связующих и ПКМ нового поколения на их основе для изделий авиационной техники // *Мат. V Всерос. науч.-техн. конф. «Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения»*. М.: НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, 2021. С. 7–20.
48. Большаков В.А., Антифеева Н.В. Оценка модели процесса отверждения клеевого связующего в препреге // *Авиационные материалы и технологии*. 2023. № 4 (73). Ст. 07. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 15.01.2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-4-66-77.
49. Саморядов А.В., Калугина Е.В., Битт В.В., Паршиков Ю.Г., Эргашев А.Т. Разработка и исследование свойств композиционных материалов на основе термопластичных гибридных матриц // *Авиационные материалы и технологии*. 2024. № 3 (76). Ст. 05. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 15.01.2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2024-0-3-51-68.
50. Сутубалов А.И., Подживотов Н.Ю., Шершак П.В., Яковлев Н.О. Оценка однородности физико-механических свойств полуфабрикатов авиационного назначения // *Авиационные материалы и технологии*. 2024. № 1 (74). Ст. 10. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 15.01.2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2024-0-1-121-135.

#### References

1. Panin V.F. *Structures with honeycomb core*. Moscow: Mashinostroenie, 1982, 152 p.
2. Panin V.F., Gladkov Yu.A. *Structures with core: reference book*. Moscow: Mashinostroenie, 1991, 272 p.
3. Giyasov B.I., Seregin N.G., Seregin D.N. *Three-layer panels made of polymer composite materials: textbook*. Moscow: ASV Publ. House, 2015, 64 p.
4. Bitzer T. *Honeycomb Technology: materials, design, manufacturing, applications and testing*. Springer Science + Business Media Dordrecht, 1997, 233 p.
5. Kassapoglou C. *Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures*. Wiley, 2010, 308 p.

6. Gay D. *Composite materials. Design and Application*. CRC Press, 2015, 598 p.
7. Castanie B., Bouvet C., Ginat M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. *Composite. Part C*, 2020, vol. 1, p. 100004. DOI: 10.1016/j.jcoms.2020.100004.
8. Sadig S.E., Bakhy S.H., Jweeg M.J. Crashworthiness behavior of aircraft sandwich structure with honeycomb core under bending load. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 923, p. 16.
9. Abdullin I.N. *Design of rational three-layer structures with a rod filler*: thesis, Cand. Sc. (Tech.). Kazan, 2017, 130 p.
10. Falchenko Yu.V., Petrushinets L.V. Modern methods for producing three-layer panels from aluminum alloys (review). *Avtomaticheskaya svarka*, 2018, no. 6, pp. 38–44.
11. Dimitrienko Yu.I., Fedonyuk N.N., Gubareva E.A., Sborshchikov S.V., Prozorovsky A.A., Yerasov V.S., Yakovlev N.O. Modeling and development of three-layer composite materials with a honeycomb filler. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser.: Estestvennye nauki*, 2014, no. 5, pp. 66–81.
12. Shershak P.V., Yakovlev N.O., Shokin G.I., Kutsevich K.E., Popkova E.A. Evaluation method and factors influencing the bonding quality between face and honey-comb cores in floor and interior aircraft panels. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2020, no. 2 (59), pp. 81–88. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-2-81-88.
13. Pavlova S.A. Analysis of the contact interaction of a polymer honeycomb core with load-bearing layers in three-layer structures. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2021, vol. 20, no. 1, pp. 87–96. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-87-96.
14. Ivanov A.A., Kashin S.M., Semenov V.I. *New generation of honeycomb fillers for aerospace engineering*. Moscow: Energoatomizdat, 2000, 436 p.
15. ASTM D7249/D7249M–2020. *Standard Test Methods for Facesheet Properties of Sandwich Constructions by Long Beam Flexure*. American Society for Testing and Materials, 2020, 10 p.
16. State Standard R 56680–2015. *Polymer composites. Determination of mechanical characteristics during bending of the material of the outer layer of sandwich structures by the method of testing a long beam for bending*. Moscow: Standartinform, 2016, 33 p.
17. ASTM C365/C365M–2022. *Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores*. American Society for Testing and Materials, 2022, 8 p.
18. State Standard R 56816–2023. *Polymer composites. Method for determining mechanical characteristics under compression perpendicular to the plane of the sample of the material of the inner layer of sandwich structures*. Moscow: Russian Institute of Standardization, 2023, 33 p.
19. ASTM C297/C297M–2016. *Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions*. American Society for Testing and Materials, 2024, 8 p.
20. State Standard R 56783–2019. *Polymer composites. Method for determining the tensile strength perpendicular to the plane of sandwich structures*. Moscow: Standartinform, 2019, 18 p.
21. ASTM C364/C364M–2016. *Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions*. American Society for Testing and Materials, 2024, 8 p.
22. State Standard R 6809–2023. *Polymer composites. Method for determining the ultimate compressive strength parallel to the plane of sandwich structures*. Moscow: Russian Institute of Standardization, 2023, 16 p.
23. ASTM C393/C393M–2020. *Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure*. American Society for Testing and Materials, 2020, 8 p.
24. State Standard R 56791–2023. *Polymer composites. Determination of shear strength characteristics of the inner layer material of sandwich structures by beam bending test*. Moscow: Standartinform, 2024, 28 p.
25. ASTM D1781–1998. *Standard Test Method for Climbing Drum Peel for Adhesives*. American Society for Testing and Materials, 2021, 4 p.
26. State Standard R 56792–2015. *Polymer composites. Method of testing for delamination with winding on a drum*. Moscow: Standartinform, 2019, 14 p.

27. ASTM D7250/D7250M–2020. *Standard Practice for Determining Sandwich Beam Flexure and Shear Stiffness*. American Society for Testing and Materials, 2020, 7 p.
28. State Standard R 56798–2015. *Polymer composites. Method for determining mechanical characteristics during bending of sandwich structures*. Moscow: Standartinform, 2016, 27 p.
29. ASTM D7336/D7336M–2022. *Standard Test Method for Static Energy Absorption Properties of Honeycomb Sandwich Core Materials*. American Society for Testing and Materials, 2022, 9 p.
30. State Standard R 56772–2015. *Polymer composites. Method for determining the absorption characteristics of the cellular material of the inner layer of sandwich structures under the influence of static energy*. Moscow: Standartinform, 2016, 23 p.
31. ASTM D7766/D7766M–2016. *Standard Practice for Damage Resistance of Sandwich Constructions*. American Society for Testing and Materials, 2023, 9 p.
32. State Standard R 56684–2015. *Polymer composites. Method for determining the resistance to destruction of sandwich structures*. Moscow: Standartinform, 2016, 22 p.
33. ASTM C480/C480M–2008. *Standard Test Method for Flexure Creep of Sandwich Constructions*. American Society for Testing and Materials, 2015, 5 p.
34. State Standard R 56784–2015. *Polymer composites. Method for determining creep in bending of sandwich structures*. Moscow: Standartinform, 2016, 15 p.
35. Volkov A.N. *Modeling and calculation of three-layered designs with discrete filler*: Cand. Sc. (Tech.). Moscow, 2023, 132 p.
36. Vishtalov R.I., Muselemov H.M., Ustakhanov O.M. Determination of the reduced characteristics of honeycomb cores of various shapes. *Vestnik Dagestanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki*, 2016, no. 42 (3), pp. 155–166. DOI: 10.21822/2073-6185-2016-42-3-155-166.
37. Petrova A.P., Malysheva G.V. *Adhesives, adhesive binders and adhesive prepregs*: textbook. Ed. E.N. Kablov. Moscow: VIAM, 2017, pp. 327–330.
38. ASTM D6264/6264M–2023. *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Concentrated Quasi-Static Indentation Force*. American Society for Testing and Materials, 2023, 11 p.
39. State Standard R 56794–2015. *Polymer composites. Method for determining resistance to destruction under concentrated quasi-static indentation load*. Moscow: Standartinform, 2016, 23 p.
40. ASTM D7136/7136M–2020. *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*. American Society for Testing and Materials, 2023, 16 p.
41. State Standard 33496–2015. *Polymer composites. Test method for resistance to damage when struck by a falling weight*. Moscow: Standartinform, 2016, 18 p.
42. ASTM C394/C394M–2016. *Standard Test Method for Shear Fatigue of Sandwich Core Materials*. American Society for Testing and Materials, 2024, 6 p.
43. State Standard R 57049–2016. *Polymer composites. Method for determining shear fatigue of materials of the inner layer of sandwich structures*. Moscow: Standartinform, 2016, 19 p.
44. *Composite Materials Handbook*. SAE International, 2013, Vol.: 6. Structural Sandwich Composites, 352 p.
45. Burman M. *Fatigue Crack Initiation and Propagation in Sandwich Structures*. Stockholm: Royal Institute of Technology, 1998, 171 p.
46. Romyantsev A.F. Design of cfrp shutter of the effective load compartment for «Buran» reusable spaceship. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2013, no. S1, pp. 56–61.
47. Timoshkov P.N., Kolobkov A.S., Kurnosov A.O., Goncharov V.A. Prepregs based on melt binders and new-generation polymer composite materials based on them for aviation products. *Proc. V All-Rus. Sci. and Tech. Conf. «Polymer composite materials and production technologies of the new generation»*. Moscow: NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, 2021, pp. 7–20.
48. Bolshakov V.A., Antyufeeva N.V. Evaluation of the curing process model of the adhesive binder in prepreg. *Aviation materials and technologies*, 2023, no. 4 (73), paper no. 07. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: January 15, 2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-4-66-77.

49. Samoryadov A.V., Kalugina E.V., Bitt V.V., Parshikov Yu.G., Ergashev A.T. Development and research of the properties of composite materials based on thermo-plastic hybrid polymer matrix. *Aviation materials and technologies*, 2024, no. 3 (76), paper no. 05. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: January 15, 2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2024-0-3-51-68.
50. Sutubalov A.I., Podzhivotov N.Yu., Shershak P.V., Yakovlev N.O. Evaluation of homogeneity of physical and mechanical properties of semi-finished products for aviation purpose. *Aviation materials and technologies*, 2024, no. 1 (74), paper no. 10. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: January 15, 2025). DOI: 10.18577/2713-0193-2024-0-1-121-135.

*Информация об авторах*

**Ерасов Владимир Сергеевич**, ведущий научный сотрудник, к.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)  
**Сибаяев Илья Гоярович**, инженер, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)  
**Сутубалов Александр Игоревич**, техник, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)

*Information about the authors*

**Vladimir S. Erasov**, Leading Researcher, Candidate of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)  
**Ilya G. Sibayev**, Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)  
**Alexander I. Sutubalov**, Technician, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, [admin@viam.ru](mailto:admin@viam.ru)

Статья поступила в редакцию 30.01.2025; получена после доработки 20.02.2025; одобрена и принята к публикации после рецензирования 20.03.2025.  
The article was submitted 30.01.2025; received in revised form 20.02.2025; approved and accepted for publication after reviewing 20.03.2025.