

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ЛОКАЛЬНОГО ИНДЕНТИРОВАНИЯ СЭНДВИЧ-ПАНЕЛИ

С.Б. Сапожников, А.А. Шакиров

Представлен анализ локального индентирования сэндвич-структур с тонкими ортотропными обшивками и сотовым наполнителем. Индентирование рассматривается в качестве первого приближения процесса поглощения энергии при низкоскоростном ударном нагружении сэндвич-панелей. Использование ортотропной схемы позволяет обобщить анализ для исследования механического поведения изотропной металлической сэндвич-панели.

В общем случае энергия рассеивается в результате локального индентирования обшивки и общего изгиба сэндвич-панели. При ударе вблизи места закрепления панели реализуется механизм локального индентирования.

Для его описания разработана аналитическая модель, использующая допущения об идеальном упруго-пластическом поведении сжимаемого сотового наполнителя и мембранном поведении тонкой ортотропной обшивки при индентировании. Дополнительное упрощение реальной гладкой формы деформированной поверхности ортотропной обшивки сэндвич-панели кусочно-линейной поверхностью в зоне локального трансверсального нагружения дает возможность получить расчетные соотношения, позволяющие оценить напряженно-деформированное состояние и прочность панели при индентировании на значительную глубину.

Экспериментальная проверка аналитической модели выполнена на двух видах сэндвич-панелей, имеющих различные типы слоистых обшивок: из однонаправленного углепластика с укладкой слоев $[45/-45]_s$ или тканевого арамидного пластика (укладка слоев $[0/90]$). Обе структуры имели сотовые наполнители, выполненные из пропитанной связующим бумаги типа Nomex или одного слоя стеклоткани. Длина стороны ячейки составляла 2,5 мм.

Испытания проведены на INSTRON 5882 (машина для квазистатических испытаний) с использованием навесного экстензометра и программного обеспечения Bluehill2. Для получения механических характеристик обшивок проведены испытания на квазистатическое растяжение образцов, вырезанных из сэндвич-панели.

Результаты анализа находятся в хорошем соответствии с полученными экспериментальными данными и могут быть использованы при оценке энергии удара, поглощенной панелью, путем интегрирования расчетных кривых «локальная нагрузка – перемещение».

Ключевые слова: сэндвич-панель, сотовый наполнитель, тонкая ортотропная обшивка, низкоскоростной удар, локальное индентирование, энергопоглощение.

Введение

Сэндвич-структуры изготавливают из композитных слоистых пакетов, выступающих в качестве обшивок, и легкого сотового или пенозаполнителя. Данные компоненты играют важную роль при локальном ударном нагружении. В общем случае энергия удара рассеивается в результате локального индентирования обшивки и общего изгиба сэндвич-панели. В данной работе рассматривается первый механизм – локальное индентирование. С индентором взаимодействует обшивка, которая имеет возможность деформироваться в трансверсальном направлении, передавая нагрузку на наполнитель. Материалы деформируются нелинейно, прогибы в месте контакта существенно превосходят толщину обшивки, что делает задачу физически и геометрически нелинейной.

Отметим, что закон контактного взаимодействия двух изотропных упругих тел впервые был разработан Герцем [1]. Уиллис [2] исследовал контактное взаимодействие трансверсально изотропной полуплоскостью и жесткой сферой. Янг и Сан [3] выполнили ряд экспериментов по индентированию стеклоэпоксидного композита. Ву и Йен [4] представили результаты экспериментальных исследо-

ваний контактного и низкоскоростного ударного нагружения слоистых пакетов при помощи жестких сферических тел. Кристофору [5] разработал нелинейную теорию индентирования слоистых композитов. Однако эти работы слабо применимы к оценке напряженно-деформированного состояния сэндвич-панелей, ввиду того что вместо жесткой опоры имеет место легкий наполнитель.

Известно, что наполнитель в сэндвич-панелях имеет низкую прочность и достаточно высокий модуль упругости, чтобы поддерживать тонкие обшивки от потери устойчивости при сжатии. При индентировании упругое состояние наполнителя быстро исчерпывается и наступает фаза нелинейного упруго-пластического деформирования. Данной проблеме посвящено множество исследований в связи с необходимостью создания модели деформирования и разрушения сэндвич-структур при индентировании. Соден [6] представил аналитическую модель индентирования сэндвич-балок в предположении о пластическом поведении наполнителя. Шуайб и Соден [7] дополнили эту работу соответствующими экспериментальными исследованиями. При этом они использовали идеально упругопластическую модель наполнителя при сжа-

тии, в которой упругая часть деформаций при индентировании описывалась Винклеровской моделью основания. Хазизян и Кантвел [9] исследовали низкоскоростной удар по сэндвич-структурам и процесс рассеяния энергии в конструкциях. Фераболи [10] и Олссон и Макманус [11] экспериментально и численно рассмотрели сопротивляемость композитных панелей с сотовым наполнителем низкоскоростному удару. Для численных исследований авторы использовали популярные программные пакеты Abaqus [12] или LS-DYNA [13].

Можно выделить три основных подхода при аналитическом расчете последствий низкоскоростного ударного нагружения сэндвич-структур: пружинно-массовая аналогия [14, 15], использование закона сохранения энергии [9, 17–19], условные расчеты на прочность [6–7].

Большинство аналитических моделей позволяет получить значение критической силы, приводящей к разрушению обшивок сэндвич-панели при локальном трансверсальном нагружении, и лишь немногие из них подходят для определения поглощенной энергии удара вплоть до разрушения обшивок панели [20] – это связано с существенной физической и геометрической нелинейностью задачи. При этом такие модели требуют большого экспериментального материала для идентификации параметров.

В данной работе экспериментально и аналитически рассмотрен случай квазистатического индентирования сэндвич-панели при помощи жест-

кого сферического индентора. Разработанная аналитическая модель подходит для оценки энергии, поглощенной сэндвич-панелью вплоть до разрушения обшивки.

2. Расчетная часть

2.1. Допущения

При выводе аналитических выражений для определения величины прогиба и соответствующей ему контактной силы при индентировании сэндвич-панели, лежащей на жестком основании, использовано пять основных допущений:

- 1) нагрузка от индентора прилагается в точке;
- 2) тонкая обшивка является упругой ортотропной мембраной (нулевая трансверсальная сдвиговая и изгибная жесткости);
- 3) сотовый наполнитель при трансверсальном сжатии представляет собой жесткопластический материал, обеспечивающий равномерную реакцию на нижнюю поверхность вмятины;
- 4) поверхность обшивки под индентором имеет форму пирамиды с ромбовидным основанием;
- 5) вне зоны индентирования обшивка остается плоской и ненапряженной. Данные допущения графически проиллюстрированы на рис. 1.

Пирамидальная форма деформированной поверхности обшивки показана на рис. 1, где x и y – главные оси ортотропной симметрии слоистого пакета. На рис. 1, а показана равномерная вертикальная реакция наполнителя на воздействие об-

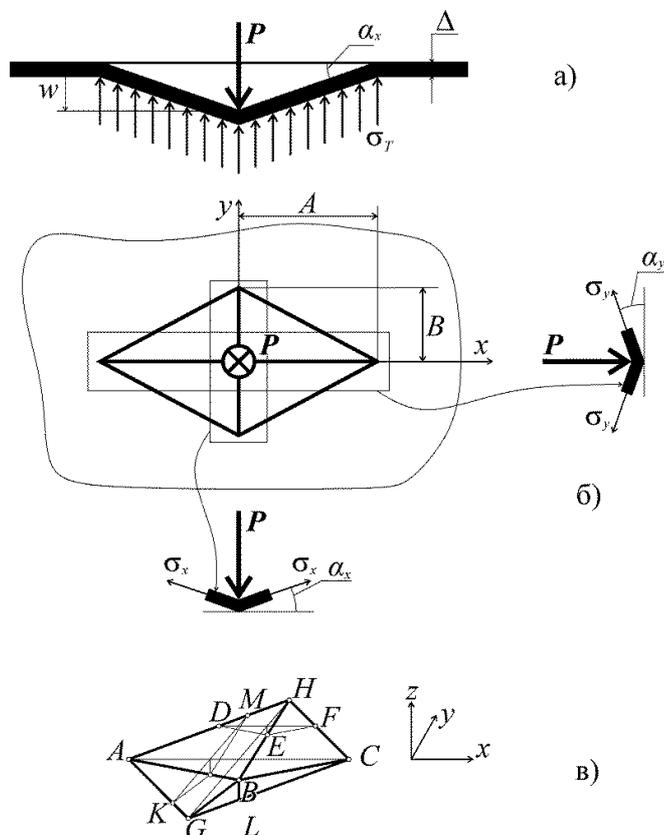


Рис. 1. Упрощенная форма поверхности деформированной обшивки в соответствии с принятыми допущениями

шивки в зоне вмятины. На рис. 1, в показана трехмерная картина перемещений обшивки в зоне индентирования: линия AC переходит в ABC , линия DF – в DEF . В результате того, что треугольник ABC пропорционален треугольнику DEF , деформация в направлении оси x (ε_x) постоянна внутри зоны нагружения. То же самое относится к оси y : линия GH становится линией GBH , KM переходит в KLM . Деформация вдоль оси y (ε_y) также постоянна внутри деформированной области обшивки. Это позволяет далее использовать для определения напряжений в обшивке закон Гука, а для вычисления деформаций – простые геометрические построения.

2.2. Анализ

В соответствии с принятыми допущениями могут быть сформированы геометрические и физические условия совместности деформаций:

$$\varepsilon_x = \sqrt{1 + \frac{w^2}{A^2}} - 1; \quad \varepsilon_y = \sqrt{1 + \frac{w^2}{B^2}} - 1; \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \alpha_x &= \frac{w}{A}; \quad \operatorname{tg} \alpha_y = \frac{w}{B}; \\ \sigma_x &= Q_{11}\varepsilon_x + Q_{12}\varepsilon_y; \\ \sigma_y &= Q_{12}\varepsilon_x + Q_{22}\varepsilon_y. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь σ_x , σ_y – нормальные напряжения в деформированной зоне обшивки; Q_{ij} – компоненты матрицы закона ортотропной упругости Гука. В соответствии с рис. 1, б могут быть записаны уравнения равновесия (3) для всей деформированной обшивки и полос малой ширины с ориентацией направлений вырезки по осям x , y

$$\begin{aligned} P &= 2AB\sigma_T; \\ P &= 4\sigma_x B \Delta \sin \alpha_x; \\ P &= 4\sigma_y A \Delta \sin \alpha_y. \end{aligned} \quad (3)$$

Система уравнений (1)–(3) позволяет найти размеры (A , B), глубину индентирования (w), и энергию (W) для деформированной поверхности при известной величине силы P . Очевидно, что также должны быть известны толщина обшивки (Δ), условный предел текучести заполнителя (σ_T) и компоненты матрицы упругости материала обшивки Q (Q_{11} , Q_{12} и Q_{22}).

Если глубина индентирования много меньше поперечных размеров ($w \ll A, B$), формулы могут быть дополнительно упрощены:

$$\begin{aligned} w &= (P/k)^{2/3}; \quad P = kw^{3/2}; \quad W = 0,6kw^{5/2}; \\ k &= 2\sqrt{\sigma_T \Delta \left[(Q_{11}Q_{22})^{1/2} + Q_{12} \right]}; \\ A &= \sqrt{\frac{P}{2\sigma_T (Q_{22}/Q_{11})^{1/4}}}; \\ B &= \sqrt{\frac{P}{2\sigma_T (Q_{11}/Q_{22})^{1/4}}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Для квазистатического индентирования сэндвич-панели в испытательной машине должен использоваться индентор в форме шара радиусом R ($R \ll A, B$). В этом случае закон $P = kw^{1.5}$ будет справедлив вплоть до разрушения обшивки под индентором.

Для прогнозирования величины критической силы P^* , соответствующей разрушению обшивки, используется ряд дополнительных упрощающих допущений:

1) под индентором несущую функцию выполняют только волокна композита;

2) реальная эллиптическая площадь контакта заменяется соответствующей прямоугольной;

3) для единичного волокна справедлив хрупкий механизм разрушения, но диаграмма «напряжение – деформация» при жестком нагружении слоя (миллиарды волокон) может иметь возрастающий и спадающий нелинейные участки.

В связи с этим разрушающая нагрузка может быть найдена из так называемого «предельного анализа», при котором локальное нагружение является жестким, т. е. управляемым величиной прогиба процессом деформирования (рис. 2). Для каждого значения прогиба w может быть посчитана соответствующая величина силы $P(w)$. Тогда можно записать выражение $\max P(w) = P^*$.

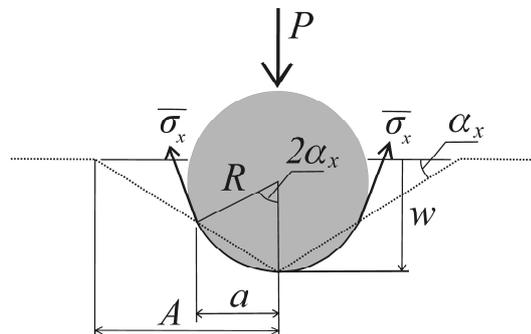


Рис. 2. Равновесие индентора на обшивке

Обшивка, находящаяся непосредственно под индентором, работает как показано на рис. 2. Обшивка меняет плоскую форму (пунктирная линия) на искривленную, при этом в поперечном разрезе она принимает вид дуги окружности с углом $2\alpha_x$. В этом случае уравнение равновесия индентора должно быть записано в форме:

$$\begin{aligned} a &= R \sin 2\alpha_x \approx 2Rw/A; \\ b &= R \sin 2\alpha_y \approx 2Rw/B; \\ P &\approx \frac{8R\Delta w^2 (\bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y)}{AB}. \end{aligned} \quad (5)$$

Используя выражения (4) и (5) получим оценку разрушающей нагрузки P^* :

$$P^* = 16 \frac{(\sigma_T \Delta)^{1/2} \left[\max(\bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y) R \right]^{3/2}}{(Q_{11}Q_{22})^{1/2} + Q_{12}}. \quad (6)$$

Для определения $\max(\bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y)$ в выражении (6) сделаем следующее допущение для деформаций $\bar{\varepsilon}$ в зоне контакта с индентором – они изменяются пропорционально, так же как и в локальной зоне окружающего материала, имеющего пирамидальную форму прогиба. Это приводит к выражению:

$$e = \bar{\varepsilon}_x / \bar{\varepsilon}_y = \varepsilon_x / \varepsilon_y \approx B^2 / A^2 = (Q_{22} / Q_{11})^{1/2}. \quad (7)$$

Для данных условий, плоское напряженное состояние может быть охарактеризовано в соответствии с выражением

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_x &= Q_{11} \bar{\varepsilon}_x + Q_{12} \bar{\varepsilon}_y = p(Q_{11} + Q_{12}e); \\ \bar{\sigma}_y &= Q_{12} \bar{\varepsilon}_x + Q_{22} \bar{\varepsilon}_y = p(Q_{12} + Q_{22}e); \\ \bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y &= p[Q_{11} + Q_{12}(1+e) + Q_{22}e], \end{aligned} \quad (8)$$

где p – независимый параметр деформации, монотонно возрастающий в процессе локального нагружения, $\bar{\sigma}$ – напряжение в обшивке в месте непосредственного контакта с индентором (рис. 2).

Благодаря анизотропному поведению каждого слоя можно записать следующее выражение

$$\bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y = p \left[\sum_{i=1}^n E_i^s(p) \delta_i (\cos^4 \varphi_i + (1+e) \cos^2 \varphi_i \sin^2 \varphi_i + e \sin^4 \varphi_i) \right], \quad (9)$$

где φ_i является углом ориентации i -го слоя, n – количество слоев, $E_i^s(p)$ – секущий модуль упругости i -го слоя вдоль армирующих волокон (функция параметра p), δ_i – толщина слоя.

Согласно [9] обычные промышленные волокна имеют закон распределения случайной величины предела прочности, близкий к нормальному с известной медианой M и коэффициентом вариации $k_V \approx 0,2$. В этом случае $M \approx F/0,672$. Диаграмма напряженно-деформированного состояния слоя при жестком нагружении показана на рис. 3 (сплошная линия), изменение секущего модуля в процессе деформирования показано прерывистой линией.

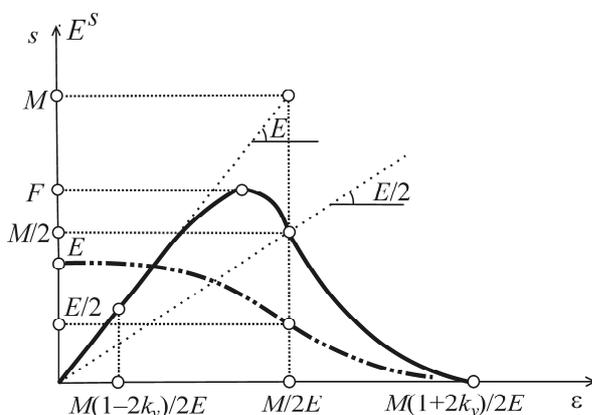


Рис. 3. Диаграмма НДС слоя при жестком нагружении

Для инженерных приложений секущий модуль может быть записан как

$$E_i(p) = E_i \left[1 - \frac{E_i}{M_i k_v \sqrt{2\pi}} \times \int_0^p \exp \left\{ -\frac{(\zeta - M_i/E_i)^2}{2(M_i k_v/E_i)} \right\} d\zeta \right], \quad (10)$$

где ζ – внутренний аргумент интегрирования.

Для удобства вычисления разрушающей нагрузки P^* все выражения (5)–(10) были запрограммированы в популярном пакете MathCAD.

Например, в обшивке со сбалансированной укладкой типа $[0/90]_s$ или $[+45/-45]_s$ параметры $Q_{12} \ll Q_{11}$, $A = B$, $a = b$ и $\max(\bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y) \approx 2F$. Поэтому разрушающая нагрузка равна

$$P^* = 45,2 \sqrt{\frac{\Delta \sigma_T F^3 R^3}{Q_{11} Q_{22}}}. \quad (11)$$

Выражение (11) показывает, что наиболее весомыми множителями являются радиус индентора R и предел прочности обшивки F , т. е. увеличение радиуса в 1,5 раза приводит к увеличению разрушающей нагрузки в 1,84 раз. В процессе нагружения вплоть до разрушения обшивки, величина поглощенной энергии может быть определена согласно выражениям (4), (11)

$$W = 217 \frac{(\sigma_T \Delta F^5 R^5)^{1/2}}{Q_{11} Q_{22}}. \quad (12)$$

Отсюда следует, что увеличение радиуса на 10 % приведет к возрастанию поглощенной энергии до 27 %!

3. Экспериментальная часть

3.1. Материалы

В работе исследовали два вида сэндвич-панелей, имеющих различные типы слоистых обшивок: из однонаправленного углепластика КМУ-3Л с укладкой слоев $[45/-45]_s$ или тканевого арамидного пластика 10Т (укладка слоев $[0/90]$). Обе структуры имели сотовые заполнители, выполненные из пропитанной связующим бумаги типа No-тех или одного слоя стеклоткани. Длина стороны ячейки составляла 2,5 мм. Все механические характеристики получены из испытаний на INSTRON 5882 (машина для квазистатических испытаний) с использованием навесного экстензометра и программного обеспечения Bluehill2.

Обшивки имели симметричную укладку слоев. Для получения их механических характеристик, проведены испытания на квазистатическое растяжение образцов, вырезанных из сэндвич-панели. Трансверсальное равномерное сжатие было выполнено для образцов размерами 20×20 мм (испытание сотового заполнителя без специальной подготовки, т. е. с обшивками). Все необходимые характеристики показаны в табл. 1: предел проч-

Таблица 1

Механические характеристики исследуемых материалов

Образец	Обшивка			Заполнитель
	Углепластик, [45/-45] _{2s}			
1	F , ГПа	E , ГПа	Δ , мм	σ_T , МПа
	0,90	50	1,04	0,85
2	Арамидный пластик, [0/90] (7 слоев)			Сотовый из однослойного тканевого стеклопластика
	F , ГПа	E , ГПа	Δ , мм	σ_T , МПа
	1,20	25	0,98	1,65

ности на растяжение F , модуль упругости E (или Q), толщина обшивок Δ и предел текучести заполнителя при сжатии σ_T .

Диаграммы «напряжение – деформация» испытаний на равномерное сжатие сотового заполнителя из пропитанной бумаги и стеклопластика показаны на рис. 4.

Условный предел текучести заполнителя вплоть до деформации 40 % составляет ~0,85 МПа для типа (1) и ~1,65 МПа для типа (2). Данная характеристика соответствует среднему значению напряжений, используемому в модели идеально упругопластического материала заполнителя.

3.2. Результаты испытаний

Для испытаний на индентирование использовали металлические сферы радиусом 5; 7,9 и 30 мм, скорость нагружения составляла 2 мм/мин. Диаграммы «нагрузка (P) – перемещение индентора (w)» записывали в текстовые файлы формата *.csv и отображали при помощи MS Excel, рис. 5.

Диаграммы испытаний на локальное квазистатическое индентирование показаны на рис. 5 тонкими сплошными линиями. Толстые сплошные линии на рис. 5 – результаты расчета с использованием разработанной теории, выражение (4), крестиком показаны значения расчетной критической нагрузки для сэндвич-панелей, выражение (11).

Сравнение экспериментальных и расчетных результатов поглощенной энергии вплоть до разрушения обшивки представлены в табл. 2.

Из рис. 6 видно, что трещины в обшивке расположены непосредственно в зоне взаимодействия с индентором, причем длина трещины соответствует размеру зоны контакта (a , b), выражения 5, 6. При помощи индентора радиусом 30 мм обшивку разрушить не удалось.

4. Обсуждение результатов

Теория, предложенная в данной работе, хорошо согласуется с экспериментальными данными по локальному индентированию панелей с тонкими обшивками при помощи сферических инденторов. Исключением является начальный этап нагружения в особенности для инденторов малого радиуса и обшивок из стеклопластика. Данная особенность вызвана тем, что, во-первых, обшивка имеет определенную изгибную жесткость и не является идеальной мембраной, которая имеет участок упругой работы вплоть до начала расслоения. Во-вторых, диаграмма сжатия заполнителя не полностью соответствует определению идеально упругопластического тела. Более того, сотовый заполнитель в отличие от пены не является сплошным материалом, и зона начала индентирования может располагаться как внутри ячейки сотового заполнителя, так и на ее границе. Это является причиной различия начальных участков экспериментальных диаграмм индентирования. Однако разработанная методика вполне подходит для оценки энергии, поглощенной сэндвич-панелью до разрушения обшивки, так как дает

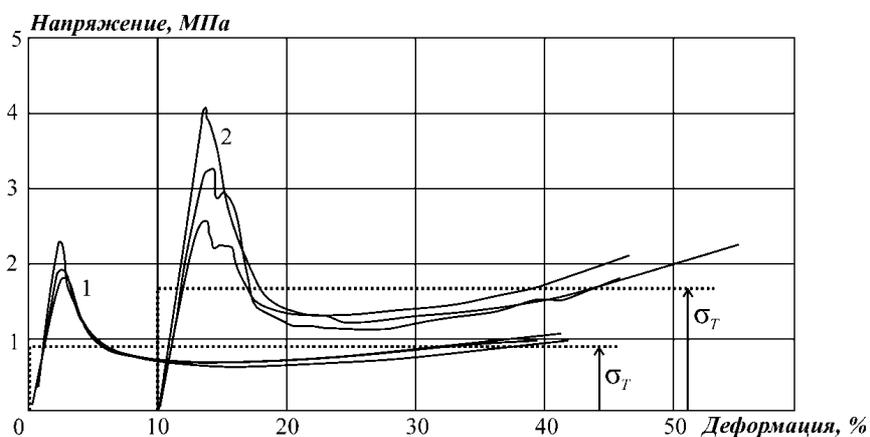
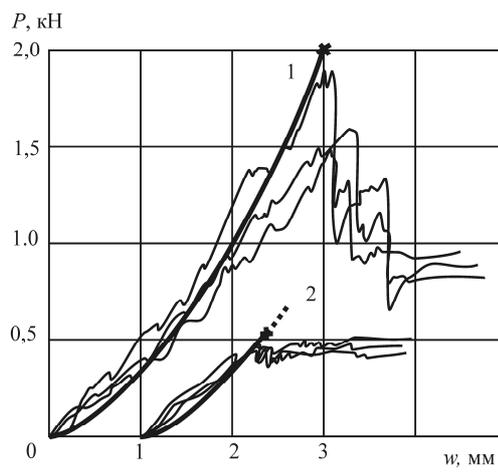
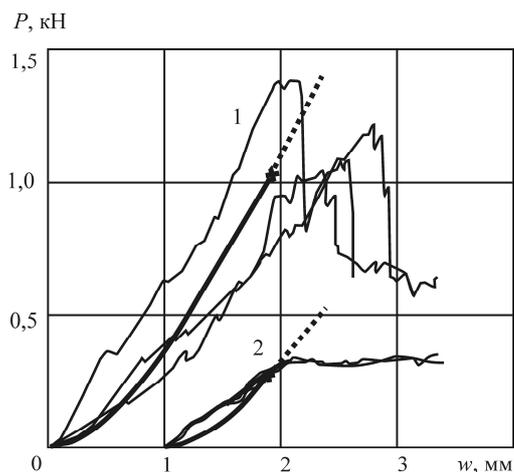


Рис. 4. Диаграммы «напряжение – деформация» испытаний на равномерное сжатие сотового заполнителя двух различных типов



а)

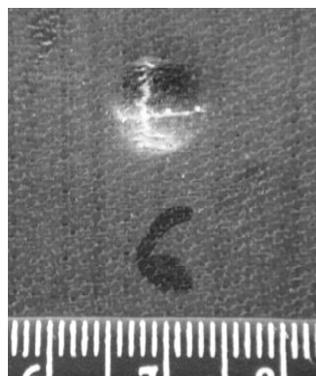
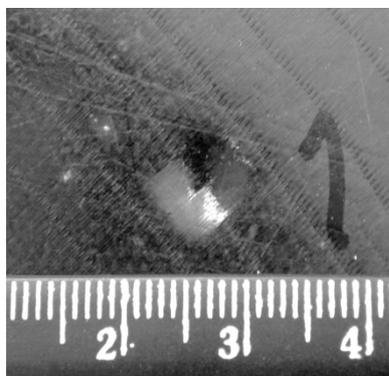
б)

Рис. 5. Диаграммы индентирования, $R = 5$ мм (а), $R = 7,9$ мм (б):
 1 – образец 1-го типа (стеклопластиковая обшивка);
 2 – образец 2-го типа (арамидная пластиковая обшивка)

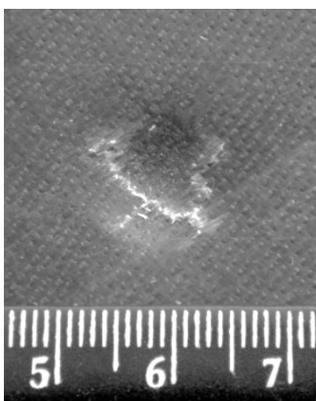
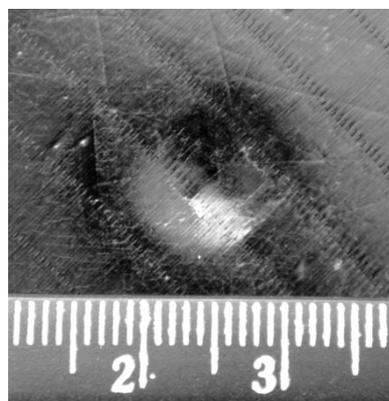
Таблица 2

Поглощенная энергия

Тип образца	Радиус индентора	Энергия по результатам эксперимента, Дж	Энергия по результатам расчета, Дж	Ошибка, %
1	5	$0,12 \pm 0,02$	0,074	-38,3
	7,9	$0,305 \pm 0,02$	0,232	-23,9
2	5	$1,05 \pm 0,15$	0,821	-21,8
	7,9	$2,42 \pm 0,14$	2,58	+6,6



а)



б)

Рис. 6. Разрушение обшивки в результате индентирования: а – $R = 5$ мм, б – $R = 7,9$ мм

оценку в запас, т. е. нижнюю границу ее возможных значений.

Для предсказания остаточной прочности сэндвич-панели при действии нагрузок в ее плоскости, реальная вмятина может рассматриваться как отверстие, а не трещина, так как разрушенная обшивка остается искривленной индентором и имеет жесткость, близкую к нулю.

Заключение

Упрощение реальной гладкой формы деформированной поверхности ортотропной обшивки сэндвич-панели кусочно-линейной поверхностью в зоне локального трансверсального нагружения дало возможность получить расчетные соотношения, позволяющие оценить напряженно-деформированное состояние и прочность панели при индентировании на значительную глубину. Данные соотношения могут быть полезны для предварительных расчетов при проектировании конструкций. Очевидно, что разработанная теория будет также справедлива для сэндвич-панелей с пенозаполнителем.

Работа выполнялась при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках проекта «Создание высокотехнологичного производства модельного ряда инновационных энергосберегающих трамвайных вагонов модульной конструкции для развития городских пассажирских транспортных систем» по договору № 02.G25.31.0108 от 14.08.2014 г.

Литература/References

1. Timoshenko S.P., Goodier J.N. *Theory of Elasticity*. New York, McGraw-Hill, 1970. 755 p.
2. Willis J.R. Hertzian Contact of Anisotropic Bodies. *J. Mech. Phys. Solids*, 1966, vol. 14, no. 3, pp. 163–176. doi: 10.1016/0022-5096(66)90036-6.
3. Yang S.H. Sun C.T. Indentation Law for Composite Laminates. *Proceedings of Composite Materials ASTM, Sixth Conference*, 1982, pp. 435–449.
4. Wu E., Yen C. The Contact Behavior Between Laminated Composite Plates and Rigid Sphere. *J. Applied Mech.*, 1994, vol. 61, no. 1, pp. 60–66. doi: 10.1115/1.2901421.
5. Christoforou A.P. On the Contact of a Spherical Indenter and a Thin Composite Laminate. *Composite Structures*, 1993, vol. 26, no. 1–2, pp. 77–82. doi: 10.1016/0263-8223(93)90046-S.
6. Soden P.D. Indentation of Composite Sandwich Beams. *J. Strain Analysis for Eng. Design*, 1996, vol. 31, no. 5, pp. 353–360. doi: 10.1243/03093247V315353.
7. Shuaeib F.M. Soden P.D. Indentation Failure of Composite Sandwich Beams. *Composites Sci. Technol.*, 1997, vol. 57, no. 9–10, pp. 1249–1259. doi: 10.1016/S0266-3538(97)00060-2.
8. Zenkert D., Shipsha A., Persson K. Static Indentation and Unloading Response of Sandwich Beams. *Composites Part B*, 2004, vol. 35, no. 6–8, pp. 511–522. doi: 10.1016/j.compositesb.2003.09.006.
9. Hazizan M.A., Cantwell W.J. The Low Velocity Impact Response of Foam-Based Sandwich Structures. *Composites Part B*, 2002, vol. 33, no. 3, pp. 193–204. doi: 10.1016/S1359-8368(02)00009-4.
10. Feraboli P. Damage Resistance Characteristics of Thick-Core Honeycomb Composite Panel. *Proceedings of 47th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conf., Newport, USA*. 2006.
11. Olsson R., McManus H.L. Improved Theory for Contact Indentation of Sandwich Panels. *AIAA Journal*, 1996, vol. 34, no. 6, pp. 1238–1244.
12. *ABAQUS 6.4*. Hibbit, Karlsson and Sorensen, 2003.
13. Hallquist J.O. *LS-DYNA Keyword User's Manual. Version 970*. Livermore Software Technology Corporation, 2003.
14. Sapozhnikov S.B., Cheremnykh S.I., Maslakova A.G. Prediction of deformation and biaxial strength of fiber reinforced laminates for WWFE by using micro damage mechanics. *Proceedings of ECCM-13*. Stockholm, Sweden, 2008. (CD version).
15. Fatt M.S.H., Park K.S. Dynamic Models for Low-Velocity Impact Damage of Composite Sandwich Panels – Part A: Deformation. *Composite Structures*, 2001, vol. 52, no. 3–4, pp. 335–351. doi: 10.1016/S0263-8223(01)00026-5.
16. Fard K.M., Khalili S.M.R., Forooghi S.H., Hosseini M. Low Velocity Transverse Impact Response of a Composite Sandwich Plate Subjected to a Rigid Blunted Cylindrical Impactor. *Composites Part B*, 2014, vol. 63, pp. 111–122. doi: 10.1016/j.compositesb.2014.03.011.
17. Fatt M.S.H., Park K.S. Dynamic Models for Low-Velocity Impact Damage of Composite Sandwich Panels – Part B: Damage Initiation. *Composite Structures*, 2001, vol. 52, no. 3–4, pp. 353–364. doi: 10.1016/S0263-8223(01)00045-9.
18. Foo C.C., Chai G.B., Seah L.K. A Model to Predict Low-Velocity Impact Response and Damage in Sandwich Composites. *Composites Sci. Technol.*, 2008, vol. 68, no. 6, pp. 1348–1356. doi: 10.1016/j.compscitech.2007.12.007.
19. Hazizan M.A., Cantwell W.J. The Low Velocity Impact Response of an Aluminium Honeycomb Sandwich Structure. *Composites Part B*, 2003, vol. 34, no. 8, pp. 679–687. doi: 10.1016/S1359-8368(03)00089-1.
20. Zhu S., Chai G.B. Damage and Failure Mode Maps of Composite Sandwich Panel Subjected to Quasi-Static Indentation and Low Velocity Impact. *Composite Structures*, 2013, vol. 101, pp. 204–214. doi: 10.1016/j.compstruct.2013.02.010.

Сапожников Сергей Борисович, доктор технических наук, профессор кафедры «Прикладная механика, динамика и прочность машин», Южно-Уральский государственный университет (г. Челябинск); SSB@susu.ac.ru.

Шакиров Александр Александрович, аспирант кафедры «Прикладная механика, динамика и прочность машин», Южно-Уральский государственный университет (г. Челябинск); shakirov.cmi@gmail.com.

Поступила в редакцию 20 ноября 2014 г.

**Bulletin of the South Ural State University
Series "Metallurgy"
2014, vol. 14, no. 4, pp. 81–88**

ESTIMATION OF LOCAL SANDWICH PANEL INDENTATION

S.B. Sapozhnikov, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation,
SSB@susu.ac.ru,

A.A. Shakirov, South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation,
shakirov.cmi@gmail.com

The present paper deals with analysis of local indentation and their energies in point loading of sandwich panel with thin orthotropic composite skins and honeycomb core as an introduction for low velocity impact loading and energy absorbing in sandwich structures. The orthotropic model, which was used for composite skin, allows applying the estimation for mechanical behavior of isotropic metal sandwich panels.

Energy is consumed in two stages: local indentation of sandwich panel skin and bending of sandwich panel. If the impact is located near support or clamping only first stage (indentation of sandwich panel) will be presented.

Here the analytical model has been used assuming a rigid-perfectly plastic compressive behaviour of the honeycomb core and membrane elastic behaviour of orthotropic skin for large indentation of sandwich panel. The simplification of the real skin deformed shape with a piecewise linear surface in the local zone of indentation allows to derive quite simple formulas to estimate contact behaviors and strength of panel even for large indentation.

Indentation tests of two types of sandwich panels carried out to verify the analytical model. The skin in the first case was made from unidirectional CFRP lamina with lay-up sequence [45/-45]_s; in the second case – from aramid woven plastic (lay-up sequence [0/90]). The both structures had honeycomb cores, which consisted of impregnated paper like Nomex or one layer of glass fabric reinforced plastic. The length of a cell was equal to 2.5 mm.

Tests were performed with INSTRON 5882 (static testing machine) with using contact extensometer and software Bluehill2. Required mechanical properties of skins were obtained from tension tests of specimens clipped from sandwich-panels.

The experimental results are in good agreement with the analysis. These results can be used in impact loading and energy absorption studies of laminated structures by integrating of "local load vs deflection" curve.

Keywords: sandwich panel, thin orthotropic skin, honeycomb core, low-velocity impact, local indentation, energy absorption.

Received 20 November 2014