

ДИАГНОСТИКА УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ МОНОЛИТНЫХ И СОТОВЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ С ПОМОЩЬЮ УЛЬТРАЗВУКОВЫХ ВОЛН ЛЭМБА

© 2021 г. М. В. Бурков^{1,2,*}, А. В. Еремин^{1,2,**}, А. В. Бяков¹,
П. С. Любутин¹, С. В. Панин^{1,2,***}

¹Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, 634055 Томск, пр. Академический, 2/4

²Томский политехнический университет, 634030 Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: *burkovispm@mail.ru; **ave@ispm.ru; ***svp@ispm.ru

Поступила в редакцию 26.11.2020; после доработки 15.12.2020

Принята к публикации 25.12.2020

Представлены результаты использования методики на основе ультразвуковых волн Лэмба для обнаружения ударных повреждений углепластиков и определения степени их критичности. В качестве основы выступает сеть наклеенных на поверхность пьезопреобразователей, которая работает в переменном режиме, позволяя поочередно менять функцию преобразователей (источник/приемник) для регистрации отклика сети в результате прохождения тестового сигнала. Анализ результатов мониторинга осуществляется посредством сравнения трех параметров: изменение амплитуды (dA), изменение энергии (dP) и нормированный коэффициент корреляции (NCC) сигналов в базовом неповрежденном и текущем поврежденном состояниях. Испытания монолитных углепластиков показывают, что точность обнаружения повреждения составляет 5—15 мм, в то время как рассчитанный индекс поврежденности линейно зависит от приложенной энергии удара. Для сотовых углепластиков NCC не дает точных результатов, однако другие параметры позволяют идентифицировать повреждения с погрешностью 5—20 мм и отражают данные о степени повреждения.

Ключевые слова: неразрушающий контроль, мониторинг состояния, ультразвуковой контроль, волны Лэмба, ударные повреждения, углепластики.

DOI: 10.31857/S0130308221020044

ВВЕДЕНИЕ

Неразрушающий контроль — это область науки и техники, которая крайне важна для безопасной эксплуатации во многих отраслях промышленности. Но обеспечение безопасности с помощью неразрушающего контроля, часто требует вывода объекта контроля из эксплуатации и приносит экономические потери из-за простоев. Поэтому, в отраслях, где требуется надежная оценка целостности конструкции, большое значение приобретает концепция встроенного мониторинга состояния — SHM [1—4]. Разработка таких систем в авиакосмической отрасли — серьезная научная и инженерная задача, которая получила дополнительный импульс после создания самолетов с широким использованием композитов (Boeing 787 и Airbus A350XWB) в основных несущих конструкциях: крыльях, фюзеляже, оперении и др. Самолет при эксплуатации испытывает большое количество внешних ударных воздействий: мусор при разгоне по ВПП, град, удары птиц, низкогокачественное или неправильное обслуживание. Использование композитов показало, что такие удары приводят к образованию дефектов, подавляющее большинство которых классифицируются как малозаметные ударные повреждения (barely-visible impact damage — BVID) и не приводят к необходимости экстренной остановки эксплуатации. В углепластике они представляют собой сложные внутренние структурные дефекты, сочетающие расслоение, разрыв и вырыв волокон, а также растрескивание матрицы. Однако далее из-за эксплуатационной нагрузки и воздействия окружающей среды такие повреждения могут увеличиваться до больших размеров, усложняя ремонт или даже становясь угрозой для несущей способности конструкции. Таким образом, системы мониторинга, которые встроены в конструкцию и своевременно предоставляют данные о возникновении повреждений, имеют большое значение в том числе и в авиакосмической сфере.

Ученые и инженеры исследуют различные физические принципы, которые можно использовать в качестве основы для создания систем SHM: вибрации [5—7], ультразвуковые волны [8], термографию [9, 10], вихревые токи [11, 12], электромагнетизм [13] и др. В случае авиакосмической отрасли задача разработки SHM усложняется из-за жестких ограничений веса самолета: установленные датчики, провода и электроника могут свести на нет преимущества применения SHM [14, 15]. При этом взаимоперпендикулярные требования по минимизации веса и высокой безопасности способствуют использованию самых высокотехнологичных решений. Например, в аэрокосмической сфере рассматривается акустическая эмиссия [16—20], оптоволоконные датчики деформации [21—23] и другие методы, которые могут использоваться в системах монито-

ринга. Искусственные нейронные сети активно изучаются для обработки данных и обеспечения эффективного принятия решения. В последнее время все большее количество работ посвящается исследованию ультразвуковых волн Лэмба [24, 25]. Из-за низкого затухания эти волны могут преодолевать большие расстояния, что чрезвычайно важно в авиастроении, где площадь обшивки из углепластика может быть очень большой. УЗ волны Лэмба широко изучаются для обнаружения ударных повреждений композитов [26, 27]; исследуются оптимальные сети преобразователей [28—30]. Однако физический механизм распространения волн Лэмба довольно сложен [31, 32], так как зависит от многих факторов: свойств материала, геометрии объекта контроля, геометрии преобразователя и частоты. В тоже время при непосредственном контроле состояния конструкции в процессе эксплуатации необходимо также учитывать стабильность адгезионного слоя и ухудшение его свойств [33, 34], температурные отклонения [35, 36], возможный отказ датчиков [37] и т. д., так как это будет существенно сказываться на качестве получаемых данных и надежности контроля.

Предлагаемая в данной работе методика контроля ударных повреждений была разработана авторами ранее и применена на образце сотового композита [38, 39]. Была проведена отработка алгоритма с использованием имитаторов повреждений, а также при выполнении последовательных многократных ударов по одной панели.

Представленная статья является результатом исследования методики на иных материалах и с измененной процедурой проведения контроля. Целью данной работы являлось исследование алгоритмов обнаружения ударных повреждений различной энергии в монолитных и сотовых углепластиков с использованием метода на основе волн Лэмба.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

С целью тестирования УЗ методики для обнаружения малозаметных ударных повреждений использовались образцы двух типов. Первый тип представляет собой монолитный углепластик со следующей укладкой: $[90_G/(0/-45/90/+45/0)_3]_S$. Образцы были изготовлены из однонаправленных углеродных препрегов с использованием вакуумного формования и формования в автоклаве (на внешних поверхностях углепластика был нанесен защитный слой из стекловолокна, обозначенный буквой «G»). Общая толщина 32-слойного углепластика составляет 5,2 мм. Размер образца $300 \times 300 \text{ мм}^2$. Эти образцы будут далее обозначаться буквой «М».

Второй образец представляет собой трехслойный сэндвич с алюминиевым сотовым наполнителем и обшивками из углепластика со следующей укладкой: $[90_G/0/-45/90/+45/0]_S$. Каждая 12-слойная обшивка имеет толщину около 1,7 мм, а общая толщина образца составляет 18,2 мм. Размер — $300 \times 300 \text{ мм}^2$. В дальнейшем образцы будут обозначены как «С».

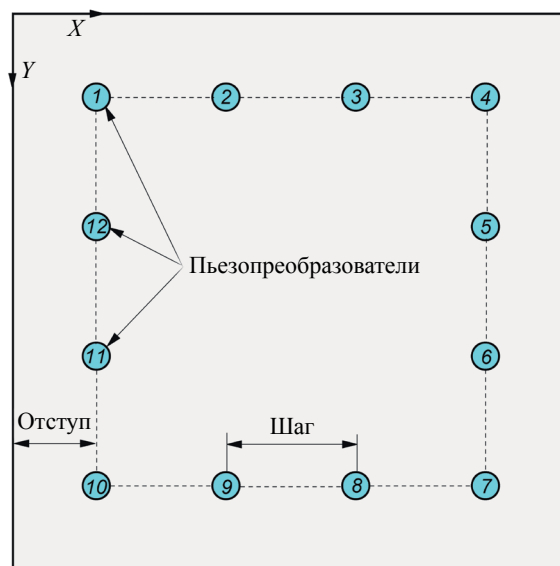


Рис. 1. Эскиз образца с сетью пьезопреобразователей (PZT).

Каждый образец был оснащен двумя сетями пьезопреобразователей (на передней поверхности, подвергнутой удару, и на обратной поверхности), каждый из которых мог выступать в качестве генератора или приемника. Сеть имела размеры 4×4 со смещением 45 мм от границы образца и шагом 70 мм. Эскиз, изображающий сеть PZT, показан на рис. 1. В качестве преобразователей используются датчики Audiowell AW1E12G-190EFL1Z с диаметром 9 мм и толщиной 0,19 мм керамического слоя, нанесенного на стальную подложку. Использование двух одинаковых сетей PZT на обеих поверхностях позволяет оценить возможность обнаружения повреждений внешней поверхности конструкции с помощью системы, установленной внутри и защищенной от воздействия окружающей среды. Это очень важно для сотового углепластика, который имеет более высокое затухание ультразвуковых волн, проходящих от одной оболочки к другой через алюминиевую сотовую сердцевину. Для приклеивания преобразователей к поверхности образцов углепластика использовался эпоксидный клей 3M DP490.

В качестве тестового сигнала использована 5-цикловая синусоида, модулированная с помощью окна Хеннинга. Частотное распределение такого сигнала позволяют получить существенно меньшую дисперсию волны в процессе распространения по сравнению с обычным синусоидальным или ступенчатым сигналом. Это облегчает интерпретацию полученных результатов, так как при малой дисперсии легче разделять составляющие зарегистрированных сигналов: например, прямое прохождение волны и отражения от границ. В качестве источника сигналов и регистратора используются генератор сигналов произвольной формы AWG-4105 и 4-канальный USB-осциллограф Handyscope HS4 соответственно. AWG-4105 позволяет генерировать сигналы с амплитудой 10 В, чего достаточно для экспериментальной проверки ультразвуковой техники на образцах углепластика размером 300×300 мм². Однако величина принимаемого сигнала для сотового образца была недостаточной, поэтому перед осциллографом использовался высококачественный усилитель.

В ходе предварительных испытаний пар «генератор—приемник», наклеенных на поверхность образцов углепластика, были выбраны частоты 100 и 300 кГц. По литературным данным дисперсионных кривых волн Лэмба и моделирования распространения волн в программе LAMSS-Composites [40] было установлено, что частота 100 кГц соответствует моде A_0 с длиной волны 18 мм, а мода S_0 пренебрежимо мала. Тогда как на частоте 300 кГц S_0 генерируется намного лучше (датчик диаметром 9 мм сопоставим с половиной длины волны). Однако A_0 также генерируется, но имеет гораздо меньшую амплитуду. Конечно, длина волны моды A_0 на частоте 100 кГц довольно велика по сравнению с размером сформированных BVID, но ожидается, что волны Лэмба будут взаимодействовать с такими дефектами с повышенным затуханием. Это вызвано снижением жесткости материала и появлением новых границ раздела сред в области дефектов, таких как расслоение, растрескивание матрицы, разрыв волокон.

Необходимо отметить, что обзор литературы [41], а также тесты, проведенные авторами ранее, показывают, что разница в расчетных скоростях волн в направлениях 0 и 90 составляет 1—3 % и, следовательно, нет необходимости учитывать анизотропию при контроле композитов с квази-изотропной укладкой.

Для увеличения отношения S/N проводили осреднение 100 сигналов. Регистрация сигнала осциллографом HS4 запускалась триггерным сигналом от генератора, направляемого на первый канал осциллографа. Три оставшихся канала использовались для сбора данных. Каждое положение генератора (один из 12 датчиков) требует сбора данных с 11 датчиков, поэтому был разработан блок реле для последовательной регистрации данных со всех датчиков. Блок реле позволяет изменять положение генератора, что упрощает процедуру эксперимента. Всего в сети 4×4 может быть зарегистрировано 132 сигнала для всех комбинаций пар «генератор—приемник». Использование двух частот и тестирование двух сторон приводит к получению набора из 528 сигналов при контроле одного образца.

Предлагаемая методика тестировалась на возможности определения местоположения и степени критичности ударных повреждений различных энергий. Образцы подвергали ударам в соответствии со стандартом ASTM D7136 с использованием методики падающего груза: ударный элемент весом 2 кг, имеющий полусферический ударный наконечник диаметром 16 мм. Энергия удара составляла 10, 15 и 20 Дж для монолитных образцов, в то время как сотовые углепластики подвергались воздействию ударов с энергией 2 и 4 Дж.

Перед нанесением ударных повреждений производилась регистрация состояния образцов при помощи ультразвуковых данных для базового состояния образцов. После удара та же процедура проводилась для поврежденного состояния. Математическое сравнение этих сигналов позволяет обнаружить местоположение повреждения и приблизительно оценить его серьезность.

Численная оценка ультразвуковых сигналов для выявления изменений, происходящих из-за ударного повреждения углепластика, проводилась путем расчета информативных параметров (между сигналами для двух состояний — поврежденного и базового): разности максимумов огибающих, нормированного коэффициента корреляции и разности энергий ультразвуковых сигналов.

Вычисление огибающей принятого сигнала выполняется с использованием преобразования Гильберта в частотной области. На первом этапе вычисляется n -точечное дискретное преобразование Фурье (ДПФ) сигнала длины N , и значения спектра $X(m)$, соответствующие отрицательной частоте, обнуляются. Значения $X(0)$ и $X(N/2)$ делятся на 2. Затем выполняется обратное N -точечное ДПФ. Сигнал имеет действительную и мнимую части. Значения огибающих определяются как абсолютные значения полученных сигналов. Разница максимумов огибающих dA рассчитывается следующим образом:

$$dA = \frac{A_{\text{исх}} - A_{\text{пов}}}{A_{\text{исх}}}, \quad (1)$$

где $A_{\text{исх}}$ — это максимум огибающей для сигнала базового состояния, а $A_{\text{пов}}$ — максимум огибающей для сигнала поврежденного состояния.

Нормированный коэффициент корреляции получается по следующей формуле:

$$NCC = 1 - \left| \frac{\sum x_{\text{исх}} x_{\text{пов}}}{\sqrt{\sum x_{\text{исх}}^2 \sum x_{\text{пов}}^2}} \right|, \quad (2)$$

где $x_{\text{исх}}$ и $x_{\text{пов}}$ — амплитуды сигналов базового и поврежденного состояний соответственно.

Для получения спектра мощности выполняется ДПФ и значения спектра вычисляются по выражению:

$$Pow(i) = 10 \lg \sqrt{X^2(2i) + X^2(2i+1)}, \quad (3)$$

где X — значения спектра Фурье. Затем для каждого сигнала рассчитывается энергия в диапазоне $0,4f$:

$$P = \sum_{-0,4f}^{0,4f} Pow(i), \quad (4)$$

где f — точка, соответствующая центральной частоте сигнала. Затем для двух сигналов вычисляется разность dP :

$$dP = \frac{P_{\text{исх}} - P_{\text{пов}}}{P_{\text{исх}}}, \quad (5)$$

где $P_{\text{исх}}$ — это максимум огибающей сигнала базового состояния, а $P_{\text{пов}}$ — максимум огибающей сигнала поврежденного состояния.

После проведения всех испытаний база данных для каждой тестируемой панели содержит следующую информацию: расположение (координаты) датчиков PZT, набор зарегистрированных сигналов для всех пар «генератор/приемник» и информативные параметры, рассчитанные путем сравнения исходных данных и данных, полученных для поврежденного состояния. Затем с помощью разработанного программного обеспечения данные были обработаны и проанализированы с целью определения места и степени критичности ударного повреждения. Был использован следующий алгоритм обработки:

1) траектории «генератор—приемник» сортируются по убыванию значений dA , dP или NCC в предположении более высокого затухания из-за наличия повреждений;

2) в сортированном списке выбираются первые N траекторий (в данной статье для сравнения выбраны 10 и 20 путей);

3) для всех траекторий попарно рассчитываются координаты их точек пересечения;

4) согласно уравнениям (6) и (7) рассчитывается координаты повреждения и его критичность.

Координаты ударных повреждений рассчитываются по формуле:

$$r = \frac{\sum r_i w_i}{\sum w_i}, \quad (6)$$

где r_i — координаты i -й точки пересечения траекторий, w_i — значения выбранных информативных параметров. Степень повреждения оценивается с помощью безразмерного индекса поврежденности (DI):

$$DI = \frac{\sum w_i}{n}, \quad (7)$$

где w_i — значения выбранных информативных параметров, n — количество траекторий. Чем выше DI , тем серьезнее повреждение. И координаты повреждения, и DI могут быть получены с использованием каждого информативного параметра (dA или dP или NCC).

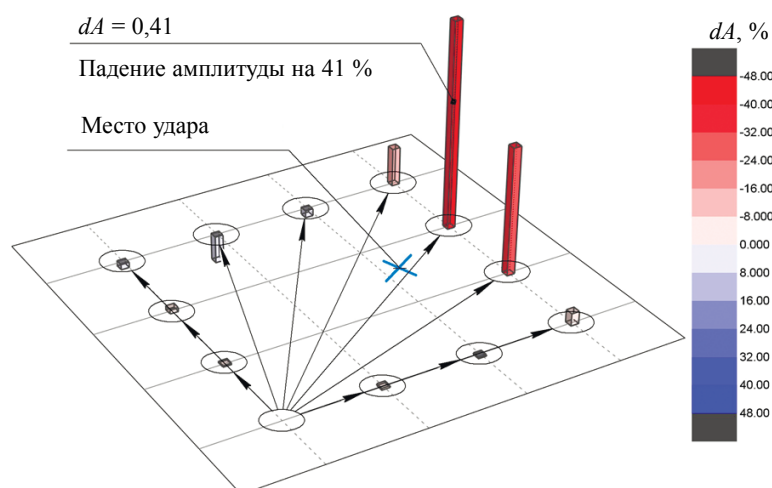
РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

В разделе представлены экспериментальные результаты, полученные при проведении экспериментов. В табл. 1 сведены данные по энергии и координате удара для исследованных образцов. Для описания схемы работы экспериментальной методики ниже приведены подробные результаты контроля образца M2/20. На рис. 2 изображена сеть PZT 4×4 с заданным в нижнем углу генератором: показаны возможные траектории волн и разности максимумов огибающих между базовым и поврежденным состояниями. Этот пример соответствует dA , равному 0,41, то есть падению амплитуды на 41 % для пары «генератор—приемник» 10→5 образца M2/20.

Таблица 1

Образцы и параметры удара

Образец	Энергия удара, Дж	X, мм	Y, мм
M1/10	10	180	180
M2/20	20	180	180
M3/10	10	150	220
M4/15	15	150	220
M5/10	10	220	220
M6/15	15	220	220
C1/2	2	180	180
C2/4	4	180	180
C3/2	2	150	220
C4/4	4	150	220
C5/2	2	220	220
C6/4	4	220	220

Рис. 2. Пример распределения dA для образца M2/20 с заданной позицией генератора.

Видно, что соседние датчики 4 и 6 показывают снижение амплитуды на 12 и 23 % соответственно. Изменение сигналов при наличии повреждения для других датчиков достаточно мало. Примеры формы тестового сигнала для исходного состояния с соответствующей огибающей для образца М2/20 показаны на верхнем графике на рис. 3. Нижний график описывает огибающие как для базового, так и для поврежденного состояния, а разница между максимумами огибающих представлена графически.

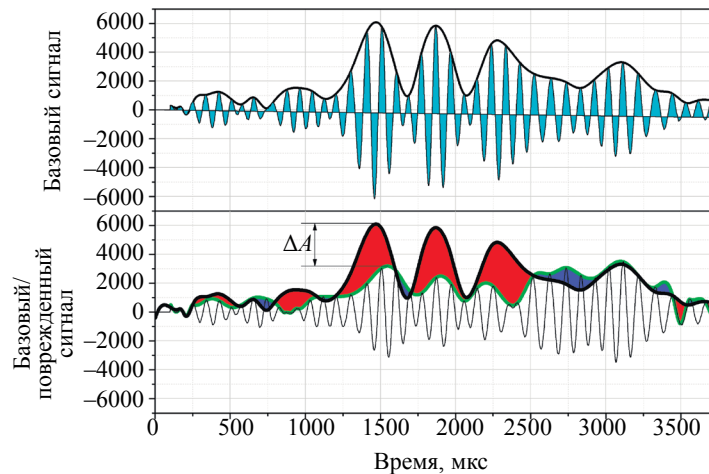


Рис. 3. Форма принимаемого сигнала (верхний график) и графическое представление разности огибающих в базовом и поврежденном состояниях.

На рис. 4 и 5 показаны примеры обнаружения повреждений образцов М3/10 и М4/15, подвергшихся воздействию ударами 10 и 15 Дж соответственно. Каждая цветная точка соответствует прогнозу местоположения повреждения, определенного алгоритмом по формуле (6). Весь массив точек рассчитан для каждой комбинации частоты испытаний, стороны образца углепластика, количества расчетных траекторий и информативного параметра (красный для NCC ; зеленый для dA ; синий для dP). Таким образом для каждого информативного параметра существует $2^3=8$ точек прогнозирования местоположения повреждения. Эти точки используются для получения результирующих координат X и Y , которые отображаются в виде окружностей с крестом соответствующего цвета.

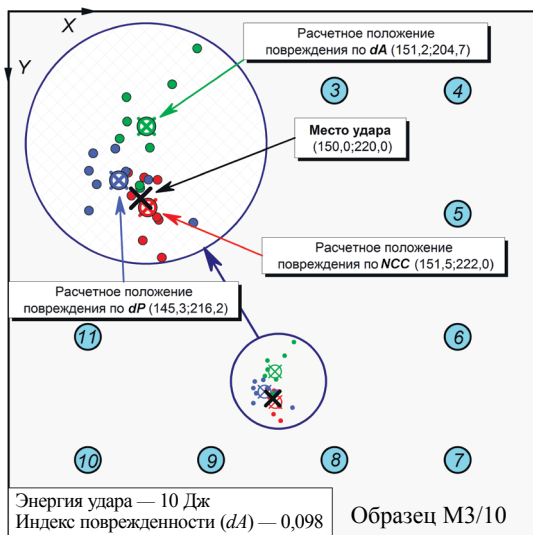


Рис. 4. Результаты экспериментов по обнаружению ударных повреждений образца М3 после удара с энергией 10 Дж.

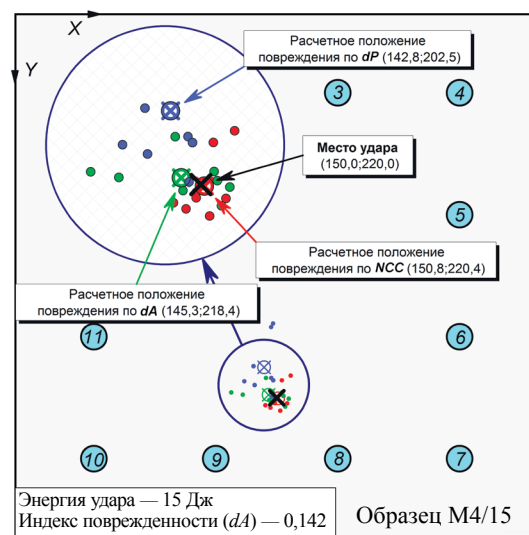


Рис. 5. Результаты экспериментов по обнаружению ударных повреждений образца М4 после удара с энергией 15 Дж.

Количественные результаты для всех монолитных образцов приведены в табл. 2. Видно, что методика позволяет определять место повреждения с погрешностью 5—15 мм. Мониторинг передней стороны (поверхность удара) и задней стороны (противоположная сторона удара) дает аналогичные результаты в отношении прогнозируемого места повреждения. Более того, разброс Δ_{avg} (расстояние от места удара до точки, рассчитываемой по методике) для всех используемых параметров практически одинаков, что позволяет сделать вывод, что они могут быть использованы для определения местоположения повреждений. В последнем столбце таблицы показаны индексы поврежденности, рассчитанные по уравнению (7) и усредненные для каждого информативного параметра. Эти DI имеют разные диапазоны вариации. DI_{dA} — самый простой для анализа индекс, изменяющийся от 0 до 1, где 0 означает абсолютно неповрежденное состояние, полученное в результате сравнения исходных и поврежденных ультразвуковых данных, в которых отсутствует изменение амплитуд, в то время как 1 получается, если все поврежденные сигналы будут нулевыми. Каждое число от 0 до 1 описывает среднее падение амплитуды сигналов, используемых для определения места повреждения. Аналогично интерпретируется индекс DI_{dP} , за исключением того, что вместо амплитуды вычисляется и сравнивается энергия сигналов. Оба эти параметра предназначены для обнаружения более высокого затухания волн Лэмба при наличии повреждений. DI_{NCC} также варьируется в диапазоне от 0 до 1, но демонстрирует иное поведение, поскольку корреляция может изменяться по разным причинам, например, по фазовому сдвигу. Значение 0 данного индекса означает абсолютно неповрежденное состояние, а 1 — поврежденное, но зависимость в этом диапазоне сильно нелинейна. Так DI_{NCC} для повреждений, полученных от ударов 15 и 20 Дж, достигает 0,8—0,9, но полученные $BVID$ довольно малы. Таким образом, можно сделать вывод, что NCC будет иметь очень низкую классификационную способность для более крупных повреждений.

Таблица 2

Результаты испытаний монолитных образцов

Образец	$X, \text{ мм};$ $Y, \text{ мм}$	Параметр	$X_{\text{avg}}, \text{ мм}$	$Y_{\text{avg}}, \text{ мм}$	$\Delta X_{\text{avg}}, \text{ мм}$	$\Delta Y_{\text{avg}}, \text{ мм}$	$\Delta_{\text{avg}}, \text{ мм}$	DI
M1/10	180; 180	NCC	176,8	185,7	3,2	−5,6	6,5	0,4
		dA	165,3	180,3	14,7	−0,3	14,6	0,092
		dP	171,9	177,1	8,1	2,9	8,6	0,000461
M2/20	180; 180	NCC	173,4	193,6	6,5	−13,7	15,1	0,82
		dA	171,3	185,5	8,7	−5,5	10,3	0,212
		dP	164,6	190,9	15,4	−10,1	18,9	0,001210
M3/10	150; 220	NCC	151,5	222,0	−1,5	−2,0	2,5	0,59
		dA	151,2	204,7	−1,2	15,3	15,4	0,098
		dP	145,3	216,2	4,7	3,8	6,0	0,000408
M4/15	150; 220	NCC	150,8	220,4	−0,8	−0,4	0,9	0,88
		dA	145,3	218,4	4,7	1,6	4,9	0,142
		dP	142,8	202,5	7,2	17,5	18,9	0,000613
M5/10	220; 220	NCC	216,1	217,0	3,9	2,9	4,9	0,51
		dA	217,7	211,5	2,3	8,5	8,8	0,080
		dP	209,4	210,4	10,6	9,6	14,3	0,000479
M6/15	220; 220	NCC	212,8	218,6	7,2	1,4	7,3	0,82
		dA	216,4	224,9	3,6	−4,9	6,1	0,129
		dP	214,1	221,0	5,9	−1,0	6,0	0,000830

На рис. 6 представлены значения DI_{dA} для всех монолитных образцов. Данные аппроксимируются с использованием линейной функции, что дает хорошую линейную зависимость индекса повреждения от энергии удара.

Далее был проведен ультразвуковой контроль всех сотовых образцов. Процедура подготовки и испытаний сотовых образцов была абсолютно такой же, как и для монолитных, но результаты показали некоторые различия.

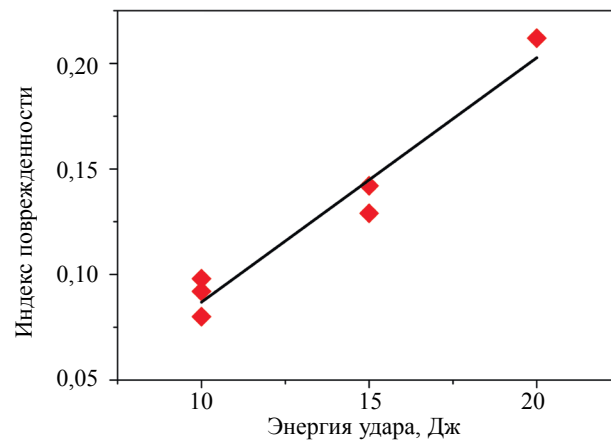


Рис. 6. Зависимость индекса поврежденности от энергии удара для монолитных образцов.

Во-первых, было обнаружено, что процедура определения места повреждения с использованием параметра NCC дает недостоверные результаты для любого образца данного типа. Расчет координаты повреждения для каждой комбинации частоты, стороны образца и количества волновых путей дает набор точек с высоким разбросом, которые после осреднения привели к тому, что X и Y находятся очень близко к центру образца (150; 150). Вышесказанное можно увидеть на рис. 7 и 8. Для обоих образцов С1/2 и С2/4, а также для оставшихся С3—С6 разброс красных точек параметра NCC велик, а расчетная координата повреждения находится почти в центре.

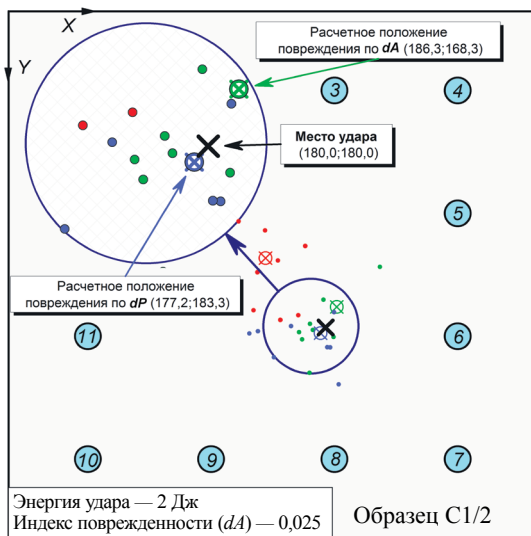


Рис. 7. Результаты экспериментов по обнаружению ударных повреждений образца С1 после удара с энергией 2 Дж.

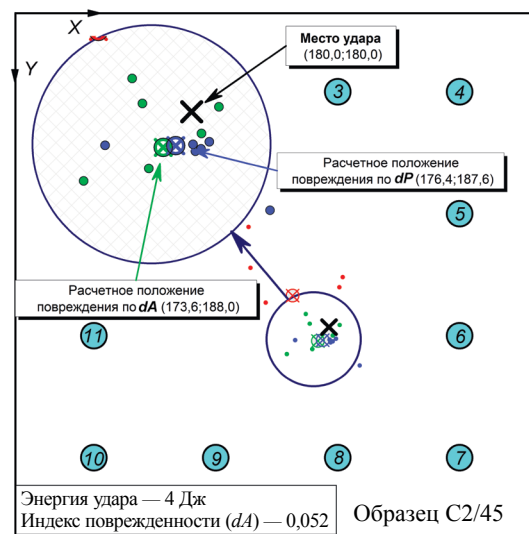


Рис. 8. Результаты экспериментов по обнаружению ударных повреждений образца С2 после удара с энергией 4 Дж.

Во-вторых, тестирование сотовых образцов показало, что расчетные координаты повреждений, полученные сетью на обратной стороне, демонстрируют большой разброс информативных параметров dA и dP . Это можно наблюдать практически на всех образцах типа С и следует сделать вывод, что обнаружение повреждений на стороне, противоположной месту удара невозможно при использовании такой методики. Подробные результаты большого разброса показаны в табл. 3, в то время как для монолитных такие данные не представлялись из-за схожести результатов локации с помощью сетей на лицевой и обратной сторонах.

Таким образом, для расчета усредненных координат X , Y для параметров dA и dP использовались только сети PZT на лицевой стороне сотовых панелей. Все результаты сведены в табл. 4.

Таблица 3

Сравнение результатов определения повреждений на сотовых образцах с помощью сетей PZT на лицевой и обратной сторонах

Образец / Энергия удара, Дж	Параметр	Сторона	Δ_{avg} , мм
С6/4	dA	Лицевая	18,9
		Обратная	56,3
	dP	Лицевая	23,1
		Обратная	64,9

Таблица 4

Результаты испытаний сотовых образцов

Образец	X , мм; Y , мм	Параметр	X_{avg} , мм	Y_{avg} , мм	ΔX_{avg} , мм	ΔY_{avg} , мм	Δ_{avg} , мм	DI
C1/2	180; 180	NCC	145,8	140,5	34,1	39,5	52,2	0,27
		dA	186,3	168,3	-6,3	11,7	13,3	0,025
		dP	177,2	183,3	2,8	-3,3	4,3	0,000178
C2/4	180; 180	NCC	159,1	162,0	20,9	18,0	27,6	0,31
		dA	173,6	188,0	6,4	-8,0	10,2	0,052
		dP	176,4	187,6	3,6	-7,6	8,4	0,000472
C3/2	150; 220	NCC	165,7	186,0	-15,7	34,1	37,5	0,18
		dA	151,2	200,5	-1,2	19,5	19,5	0,026
		dP	177,2	196,9	-27,2	23,1	35,7	0,000328
C4/4	150; 220	NCC	152,6	200,4	-2,6	19,6	19,8	0,29
		dA	161,2	219,6	-11,2	0,4	11,2	0,074
		dP	149,5	197,0	0,5	23,0	23,0	0,000432
C5/2	220; 220	NCC	192,3	190,8	27,7	29,2	40,3	0,2
		dA	206,7	206,3	13,3	13,7	19,0	0,038
		dP	209,1	210,6	10,9	9,4	14,4	0,000368
C6/4	220; 220	NCC	189,9	188,5	30,1	31,5	43,6	0,33
		dA	207,1	207,2	12,9	12,8	18,1	0,056
		dP	206,0	205,8	14,0	14,2	19,9	0,000592

Видно, что ошибка предсказания места повреждения для dA варьируется в пределах 10—20 мм, тогда как dP имеет более высокий разброс Δ_{avg} : 4—35 мм.

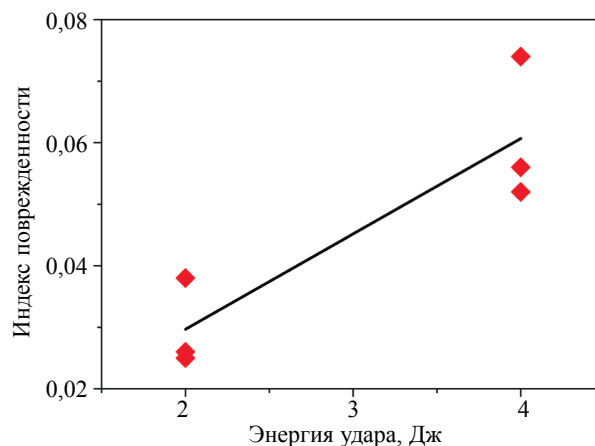


Рис. 9. Зависимость индекса поврежденности от энергии удара для сотовых образцов.

Были рассчитаны индексы повреждений (рис. 9) для различных параметров, показывающие чувствительность и классификационную способность. Разброс DI_{dA} выше, чем для монолитов, но видна прямая связь между индексом поврежденности и энергией удара.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе была исследована эффективность экспериментальной методики с использованием подхода на основе волн Лэмба для обнаружения малозаметных ударных повреждений углепластиков. Сеть пьезопреобразователей приклеивалась к поверхности и использовалась для генерации волн Лэмба и приема прошедших через панель сигналов.

Тестирование монолитных углепластиков показывает, что все используемые параметры (а именно dA , dP или NCC) позволяют определить место повреждения с погрешностью 5—15 мм. Расчетный индекс повреждений DI обеспечивает линейную зависимость от энергии удара. При этом датчики могут располагаться как на лицевой, так и на задней стороне, что не существенно сказывается на точности. При этом использование параметра NCC возможно для локализации повреждений, однако корректное определение степени критичности дефекта по данному параметру затруднено.

Испытания сотовых образцов дают достаточную точность прогноза места повреждения в диапазоне 5—20 мм, не смотря на то, что разброс несколько выше, чем для монолитов. Обнаружение повреждений сетью PZT на стороне, противоположной стороне удара, является более сложным, а точность намного ниже из-за большой толщины и наличия алюминиевых сот, поэтому волны Лэмба не чувствительны к повреждениям на противоположной стороне. Индекс поврежденности позволяет классифицировать степень критичности дефекта. Для сотовых образцов невозможно использовать один из информативных параметров (NCC) для анализа из-за фазового сдвига принимаемого сигнала и его влияния на вычисляемое значение NCC .

Работа выполнена в рамках государственного задания ИФПМ СО РАН, тема номер FWRW-2021-0010.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *García Márquez F.P., Peco Chacón A.M.* A review of non-destructive testing on wind turbines blades // *Renew. Energy*. 2020. V. 161. P. 998—1010.
2. *Schubel P.J., Crossley R.J., Boateng E.K.G., Hutchinson J.R.* Review of structural health and cure monitoring techniques for large wind turbine blades // *Renew. Energy*. 2013. V. 51. P. 113—123.
3. *Qing X., Li W., Wang Y., Sun H.* Piezoelectric transducer-based structural health monitoring for aircraft applications // *Sensors (Switzerland)*. 2019. V. 19. I. 3. P. 1—27.
4. *Annamdas V.G.M., Bhalla S., Soh C.K.* Applications of structural health monitoring technology in Asia // *Struct. Heal. Monit.* 2017. V. 16. I. 3. P. 324—346.
5. *Jamadar N.I., Kivade S.B., Dhande K.K., Pedada S.* Vibration based damage inspection in composite structures - A critical review // *Int. J. Eng. Sci. Innov. Technol.* 2014. V. 3. P. 201—208.
6. *Lakhdar M., Mohammed D., Boudjemaa L., Rabia A., Bachir M.* Damages detection in a composite structure by vibration analysis // *Energy Procedia*. 2013. V. 36. P. 888—897.
7. *Kernicky T., Whelan M., Al-Shaer E.* Vibration-based damage detection with uncertainty quantification by structural identification using nonlinear constraint satisfaction with interval arithmetic // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 1569—1589.
8. *Beskhyroun S., Wegner L.D., Sparling B.F.* Integral resonant control scheme for cancelling human-induced vibrations in light-weight pedestrian structures // *Struct. Control Heal. Monit.* 2011. V. 19. I. 1. C. 55—69.
9. *Talai S.M., Desai D.A., Heyns P.S.* Infrared thermography applied to the prediction of structural vibration behaviour // *Alexandria Eng. J.* 2019. V. 58. P. 603—610.
10. *Hwang S., An Y.K., Sohn H.* Continuous-wave line laser thermography for monitoring of rotating wind turbine blades // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 1010—1021.
11. *Chen G., Zhang W., Zhang Z., Jin X., Pang W.* A new rosette-like eddy current array sensor with high sensitivity for fatigue defect around bolt hole in SHM // *NDT E Int.* 2018. V. 94. P. 70—78.
12. *Sodano H.A.* Development of an Automated Eddy Current Structural Health Monitoring Technique with an Extended Sensing Region for Corrosion Detection // *Struct. Heal. Monit. An Int. J.* 2007. V. 6. P. 111—119.
13. *Witos M., Zieja M., Fallahi N., Zurek Z., Kwasniewski J.* NDE and SHM of Critical Parts using Magnetic and Electromagnetic Methods // *Acta Phys. Pol. A*. 2018. V. 133. P. 697—700.
14. *Structural Health Monitoring (SHM) in Aerospace Structures*. Elsevier. 2016.
15. *Wang Y., Qiu L., Luo Y., Ding R., Jiang F.* A piezoelectric sensor network with shared signal transmission wires for structural health monitoring of aircraft smart skin // *Mech. Syst. Signal Process.* 2020. V. 141. P. 106730.

16. Wildemann V., Spaskova E., Shilova A. Research of the Damage and Failure Processes of Composite Materials Based on Acoustic Emission Monitoring and Method of Digital Image Correlation // *Solid State Phenom.* 2015. V. 243. P. 163—170.
17. Barsuk V.E., Stepanova L.N., Kabanov S.I. Composite airplane Construction acoustic emission testing during static loading // *Kontrol'. Diagnostika.* 2018. No. 4. 14—19.
18. Stepanova L.N., Bataev V.A., Chernova V.V. Studying the failure of a CFRP sample under static loading by the acoustic-emission and fractography methods // *Russ. J. Nondestruct. Test.* 2017. V. 53. P. 422—429.
19. Zhou J., Mathews V.J., Adams D.O. Acoustic emission-based impact location estimation on composite structures // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 1652—1668.
20. Zhao W., Zhou W. Cluster analysis of acoustic emission signals and tensile properties of carbon/glass fiber reinforced hybrid composites // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 1686—1697.
21. Guemes A., Fernandez-Lopez A., Daz-Maroto P., Lozano A., Sierra-Perez J. Structural Health Monitoring in Composite Structures by Fiber-Optic Sensors // *Sensors.* 2018. V. 18. P. 1094.
22. Bashkov O.V., Romashko R.V., Zaikov V.I., Panin S.V., Bezruk M.N., Khun K., Bashkov I.O. Detecting acoustic-emission signals with fiber-optic interference transducers // *Russ. J. Nondestruct. Test.* 2017. V. 53. P. 415—421.
23. Kwon H., Park Y., Kim J. H., Kim C. G. Embedded fiber Bragg grating sensor based wing load monitoring system for composite aircraft // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 1337—1351.
24. Weiland J., Hesser D.F., Xiong W., Schiebahn A., Markert B., Reisgen U. Structural health monitoring of an adhesively bonded CFRP aircraft fuselage by ultrasonic Lamb Waves // *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G. J. Aerosp. Eng.* 2020. V. 234. I. 13. P. 2000—2010.
25. Ong W., Rajic N., Chiu W., Rosalie C. Lamb wave-based detection of a controlled disbond in a lap joint // *Struct. Heal. Monit.* 2018. V. 17. I. 3. P. 668—683.
26. Sherafat M.H., Guitel R., Quaegebeur N., Hubert P., Lessard L., Masson P. Structural health monitoring of a composite skin-stringer assembly using within-the-bond strategy of guided wave propagation // *Mater. Des.* 2016. V. 90. P. 787—794.
27. Taleb S., Rittmeier L., Sinapius M., Boubenider F., Schmidt D. Experimental Study of Lamb Waves Propagation inside an Impact Damage in the Size of the Used Wavelength // *Russ. J. Nondestruct. Test.* 2020. V. 56. I. 2. P. 141—150.
28. Lee B.C., Staszewski W.J. Sensor location studies for damage detection with Lamb waves // *Smart Mater. Struct.* 2007. V. 16. P. 399—408.
29. Tan Y., Zhang L. Computational methodologies for optimal sensor placement in structural health monitoring: A review // *Struct. Heal. Monit.* 2020. V. 19. I. 4. P. 1287—1308.
30. Ostachowicz W., Soman R., Malinowski P. Optimization of sensor placement for structural health monitoring: a review // *Struct. Heal. Monit.* 2019. V. 18. P. 963—988.
31. Nedospasov I.A., Mozhaev V.G., Kuznetsova I.E. Unusual energy properties of leaky backward Lamb waves in a submerged plate // *Ultrasonics.* 2017. V. 77. P. 95—99.
32. Park I., Jun Y., Lee U. Lamb wave mode decomposition for structural health monitoring // *Wave Motion.* 2014. V. 51. P. 335—347.
33. Attarian V.A., Cegla F.B., Cawley P. Long-term stability of guided wave structural health monitoring using distributed adhesively bonded piezoelectric transducers // *Struct. Heal. Monit.* 2014. V. 13. P. 265—280.
34. Schubert K.J., Brauner C., Herrmann A.S. Non-damage-related influences on Lamb wave-based structural health monitoring of carbon fiber-reinforced plastic structures // *Struct. Heal. Monit.* 2013. V. 13. P. 158—176.
35. Wandowski T., Malinowski P.H., Ostachowicz W.M. Delamination detection in CFRP panels using EMI method with temperature compensation // *Compos. Struct.* 2016. V. 151. P. 99—107.
36. Dodson J.C., Inman D.J. Thermal sensitivity of Lamb waves for structural health monitoring applications // *Ultrasonics.* 2013. V. 53. P. 677—685.
37. Kullaa J. Distinguishing between sensor fault, structural damage, and environmental or operational effects in structural health monitoring // *Mech. Syst. Signal Process.* 2011. V. 25. P. 2976—2989.
38. Burkov Mikhail, Lyubutin Pavel, Byakov Anton. Experimental application of Lamb wave technique for testing of CRFP // *AIP Conference Proceedings* 2051, 020043 (2018). <https://doi.org/10.1063/1.5083286>
39. Burkov M.V., Lyubutin P.S., Byakov A.V. Lamb Wave Ultrasonic Detection of Barely Visible Impact Damages of CFRP // *Russian Journal of Nondestructive Testing.* 2019. V. 55. No. 2. P. 89—101.
40. Lamss-composites software. <http://www.me.sc.edu/research/lamss/html/software.html> (Доступ: 18 Ноября 2020).
41. Zhongqing Su, Lin Ye. Identification of Damage Using Lamb Waves From Fundamentals to Applications. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009.