

ПРИМЕНЕНИЕ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ МЕТОДИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЛН ЛЭМБА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛОЗАМЕТНЫХ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ УГЛЕПЛАСТИКОВ

© 2019 г. М.В. Бурков^{1,2,*}, П.С. Любутин^{1,**}, А.В. Бяков^{1,***}

¹Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, Россия 634055 Томск, мкр. Академгородок, пр-т Академический, 2/4

²Томский политехнический университет, Россия 634034 Томск, пр-т Ленина, 30
E-mail: *burkovispms@mail.ru; **ps_box@mail.ru; ***bjakov@ispms.tsc.ru

Поступила в редакцию 29.06.2018; после доработки 06.09.2018;
принята к публикации 24.08.2018

Представлены результаты применения ультразвуковой методики с использованием волн Лэмба для обнаружения ударных повреждений сотовой углепластиковой панели. Методика основана на анализе изменений процесса распространения волн вследствие появления дефектов и использует в своей основе сеть пьезопреобразователей, наклеенных на поверхность. Проведены предварительные эксперименты и тесты по обнаружению имитаторов дефектов (металлических дисков, закрепляемых в различных точках углепластиковой панели) и малоаметных ударных повреждений, полученных по методике падающего груза. Рассмотрены результаты локации дефектов, представляющие собой расчетную координату, а также индекс поврежденности. Детальный анализ полученных результатов позволил выявить особенности и недостатки работы методики. Предложены варианты устранения данных недостатков и общей модернизации методики обработки ультразвуковых данных.

Ключевые слова: неразрушающий контроль, мониторинг состояния, Structural Health Monitoring, ультразвуковой контроль, волны Лэмба, barely visible impact damages (BVID), ударные повреждения, углепластики.

DOI:10.1134/S0130308219020015

ВВЕДЕНИЕ

Одним из современных трендов в неразрушающем контроле и технической диагностике является развитие концепции встроенного мониторинга состояния: Structural Health Monitoring (SHM). В ее основе лежит анализ различных конструкционных характеристик с помощью системы датчиков [1—5], которые могут быть полностью пассивными [6] и регистрировать лишь естественную информацию (нагрузки, напряжения [7], акустическую эмиссию [8—13], электрическое сопротивление [14] и т.д.), в то время как активные [6] регистрируют реакцию объекта контроля на применение некоего зондирующего сигнала (ультразвуковые волны [15, 16], вибрации [17], электромагнитные волны [18], лазерный импульс [19] и др.). Зарегистрированные сигналы несут информацию о состоянии исследуемой конструкции, наличии или отсутствии повреждений, деградации свойств материала и др. При этом регистрация сигналов происходит с определенной частотой, позволяя анализировать накопление повреждений в конструкции в процессе воздействия эксплуатационных факторов [20—23].

Для создания работоспособных систем мониторинга состояния требуется разработка сложных алгоритмов и программ для обработки первичных данных и анализа состояния конструкции [24]. При этом базовыми знаниями являются материаловедение и физика прочности (проблемы деформации материалов, накопления повреждений и разрушения материалов). В качестве конечного этапа тестирования разработанных систем и алгоритмов используются натурные эксперименты, однако для предварительных исследований, снижения трудоемкости и материальных затрат часто применяют компьютерное и имитационное моделирование.

Одной из самых передовых отраслей промышленности с позиции разработки систем встроенного мониторинга состояния является авиастроение, в котором имеются повышенные требования к надежности и строгие ограничения по массе. Наличие взаимно противоположных требований усложняет задачу встроенного мониторинга состояния, но в то же время позволяет использовать наиболее высокотехнологичные решения, обладающие высокой стоимостью. Так, в авиации в качестве физических принципов для систем мониторинга рассматриваются методы акустической эмиссии [8—13], оптоволоконной тензометрии [7, 18, 25, 26] и др. В последнее время можно встретить все большее количество работ, посвященных исследованию ультразвуковых волн Лэмба для применения в SHM [27—30]. Такие волны, благодаря их малому коэффициенту затухания, позволяют контролировать большие площади, что крайне важно в авиастроении, где площадь обшивки крайне высока. При этом если прошлые поколения самолетов состояли из алюминиевых сплавов (до

85 % по массе), то в новых проектах доля композитов не снижается меньше 50 %: силовой набор фюзеляжа, крыла и оперения, все силовые обшивки изготавливаются из углепластиков. Такой резкий переход к использованию композитов снижает массу, а также стоимость производства, однако требует серьезного пересмотра практики неразрушающего контроля и диагностики. Современные исследования [31] показали, что на углепластиковых обшивках возникает большое количество ударных повреждений, которые сами по себе не несут угрозы остаточной прочности конструкции, но являются областями, в которых может быть нарушена целостность материала вследствие растрескивания матрицы и расслоения. Попадание воды, а также циклическое нагружение при эксплуатации могут привести к увеличению таких повреждений, поэтому их необходимо своевременно обнаруживать и ремонтировать.

Ультразвуковые методы с использованием волн Лэмба широко изучаются для обнаружения ударных повреждений в композиционных материалах [32], исследуются вопросы оптимального расположения преобразователей [33—35]. Однако сложный физический механизм распространения волн Лэмба [36—38] требует учета множества факторов: стабильности клеевого слоя и деградации его свойств [39, 40], температурных девиаций [41, 42], отказа датчиков [43] и др.

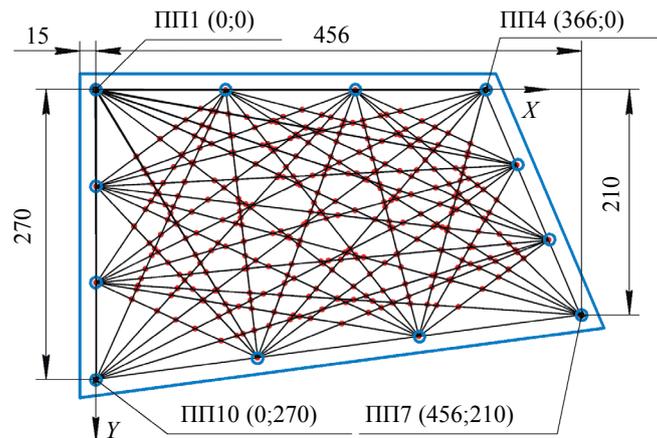


Рис. 1. Эскиз панели с ультразвуковыми преобразователями.

Цель данной работы — изучить особенности функционирования методики с использованием волн Лэмба для обнаружения искусственных дефектов и малозаметных ударных повреждений (BVID — barely visible impact damages) углепластиковых сотовых панелей. При этом использование имитационного моделирования (имитаторов дефектов) на первом этапе позволит провести большее количество экспериментов по тестированию методики обнаружения с меньшими материально-техническими затратами.

МАТЕРИАЛ И МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

В качестве материала для исследования была использована углепластиковая трехслойная сэндвич-панель толщиной 5 мм. Обшивки сделаны из углеродного препрега КМКУ-2м 120, а сотовый наполнитель — из полимерсотопласта ПСП 1 2,5. Схема укладки: $[(0,45,-45)_2, 0, (ПСП)]_s$. Данная панель является частью руля направления самолета Sukhoi Superjet 100 и имеет законцовку, в которой трехслойный композиционный материал с сотовым наполнителем переходит в монолитный углепластик. В качестве ультразвуковых (УЗ) преобразователей использовались пьезокерамические элементы AW1E12G-190EFL1Z, которые приклеивались к поверхности панели с помощью двухкомпонентного эпоксидного адгезива 3M Scotch Weld DP490. Эскиз образца и схема расположения преобразователей, а также линии, соединяющие между собой пьезопреобразователи и формирующие сеть возможных пар «генератор — приемник», показаны на рис. 1.

Ультразвуковые сигналы в форме 5-циклового синусоида, модулированной окном Хэннинга, генерировали с помощью генератора сигналов специальной формы AWG-4105 с амплитудой 10 В и регистрировали цифровым осциллографом Handyscope HS4-5 с частотой дискретизации 5 МГц. Для увеличения соотношения сигнал/шум проводили осреднение по 100 зарегистрированным сигналам. Методика обнаружения повреждений, исследуемая в данной работе, основана на анализе

затухания (или изменения УЗ сигналов), вызываемого появлением дефекта. Для получения оценки необходимо сравнить сигналы неповрежденного (базового) и поврежденного состояний путем расчета информативных параметров для пар сигналов: dA — разность максимумов огибающих [44] двух сигналов, NCC — нормированный коэффициент корреляции и dP — разность энергий спектра Фурье [45]. Ниже представлены уравнения для расчетов данных параметров

$$dA = \frac{MaxEnv_2 - MaxEnv_1}{MaxEnv_1}, \quad (1)$$

где $MaxEnv_1$, $MaxEnv_2$ — максимумы огибающих сигналов базового и поврежденного состояний соответственно;

$$NCC = \left| \frac{\sum x_1 x_2}{\sqrt{\sum (x_1)^2 \sum (x_2)^2}} \right|, \quad (2)$$

где x_1 , x_2 — отсчеты сигналов базового и поврежденного состояний соответственно

$$dP = \frac{P_2 - P_1}{P_1}, \quad (3)$$

где P_1 , P_2 — энергии спектра Фурье сигналов базового и поврежденного состояний соответственно.

При регистрации УЗ сигналов каждый из преобразователей в сети 4×4 поочередно выступает генератором, в то время как остальные используются как приемники. Таким образом, для каждого из состояний регистрируется $N = 12 \times 11 = 132$ сигнала, прошедших по разным направлениям через углепластиковую панель. В данной работе изучали 3 частоты генерации ультразвуковых волн: 50, 100 и 200 кГц, которые выбраны из следующих соображений: на нижней частоте 50 кГц в углепластике создается преимущественно асимметричная мода A_0 волн Лэмба, а на частоте 200 кГц — симметричная мода S_0 . Однако сигналы на частоте 200 кГц имеют крайне низкую амплитуду из-за повышенного затухания в сотовой панели, поэтому к исследованию добавлена частота 100 кГц, на которой обе моды излучаются одновременно.

После записи комплектов сигналов для двух состояний в программном обеспечении происходит их сравнение для вычисления координаты повреждения и его критичности. Для всех пар сигналов («базовый — поврежденный») рассчитываются параметры dA , NCC и dP , которые сортируются по возрастанию: сигналы с наибольшим падением величины параметра находятся вверху списка. Далее выбирается N пар «генератор — приемник» (для простоты они будут называться траекториями, см. рис. 1), начиная с верхней части списка. Данные траектории участвуют в расчете координаты повреждения и степени поврежденности (damage index — DI).

После того как траектории выбраны, необходимо найти точки их пересечения. Для каждой пары траекторий может быть не более одной точки пересечения, также она может отсутствовать. Каждая точка пересечения характеризуется весом, который вычисляется произведением параметров (dA , NCC или dP) траекторий, формирующих точку.

Искомое место повреждения панели находится как центр масс полученных точек

$$r = \frac{\sum r_i w_i}{\sum w_i}, \quad (4)$$

где r_i — координаты i -й точки пересечения траекторий; w_i — вес i -й точки. Степень повреждения панели оценивается безразмерным индексом поврежденности

$$DI = \frac{\sum w_i}{n}, \quad (5)$$

где n — количество точек пересечения траекторий. Чем больше индекс поврежденности, тем больше степень поврежденности панели. Индекс поврежденности рассчитывается по каждому из параметров изменения ультразвукового сигнала (NCC , dA , dP).

Пример графического представления расчета координаты повреждения показан на рис. 2 (красными точками отмечены пересечения траекторий). При этом использование подхода, учитывающего весовые коэффициенты этих пересечений, позволяет увеличить влияние траекторий с наибольшим изменением информативного параметра, вызванным близостью этих траекторий к местоположению дефекта. В данной работе координаты повреждений рассчитываются на основании анализа сигналов на частотах 50, 100 и 200 кГц, на каждой из которых выбирается по 10 и 20 расчетных траекторий. Поэтому для каждого информативного параметра рассчитывается 6 точек.

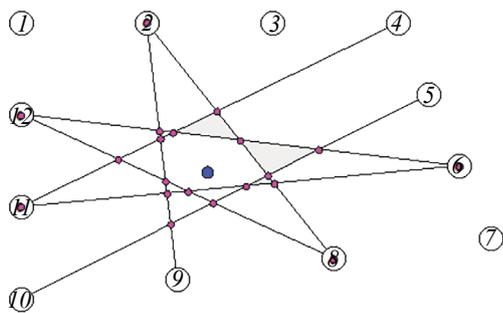


Рис. 2. Пример расчета координаты повреждения.

Достоинством данной методики является ее сравнительная простота, однако в силу дискретности расположения точек пересечения траекторий расчетные координаты повреждений могут нести достаточно большую случайную погрешность. Таким образом, финальным шагом является осреднение координат этих 6 расчетных точек с получением итоговой координаты повреждения для каждого из информативных параметров.

Для предварительного тестирования методики была проведена серия экспериментов, в которой в качестве имитаторов ударных повреждений выступали искусственные дефекты в виде металлических дисков, наклеиваемых на поверхность углепластиковой панели. Использовано три типоразмера дисков, по три точки наклеивания на каждый. Всего проведено 9 экспериментов с искусственными дефектами (табл. 1, рис. 3). Такой подход

Таблица 1

Список искусственных дефектов

Номер эксперимента	Тип дефекта (диаметр×толщина; масса, г)	Координаты приклеивания имитатора дефекта, мм	
		X	Y
И-1	1 (12,7×0,2; 0,2)	50	40
И-2	2 (12,7×1; 1)	222	50
И-3	3 (12,7×2; 2)	294	30
И-4	2 (12,7×1; 1)	40	111
И-5	3 (12,7×2; 2)	162	140
И-6	1 (12,7×0,2; 0,2)	344	130
И-7	3 (12,7×2; 2)	30	230
И-8	1 (12,7×0,2; 0,2)	222	200
И-9	2 (12,7×1; 1)	406	180

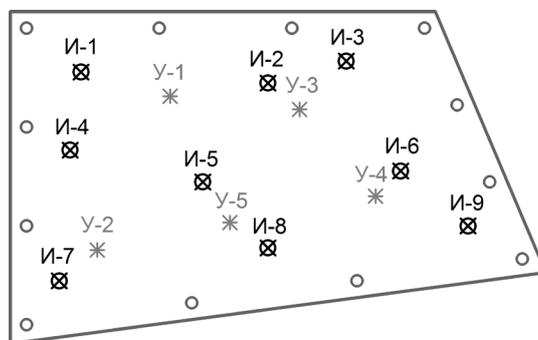
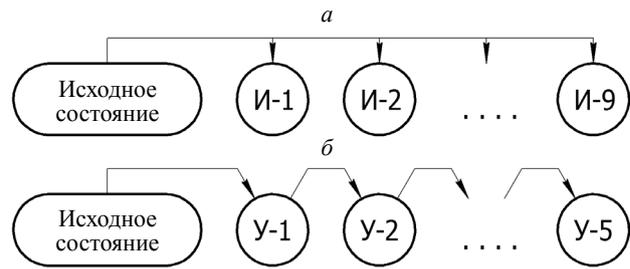


Рис. 3. Расположение дефектов на панели.

позволяет имитировать область с повышенным затуханием и оценить работоспособность методики, не повреждая панель. При этом в качестве базового состояния для всех искусственных дефектов использовался комплект сигналов, записанных для панели без наклеенных дисков. Методика сравнения комплектов сигналов представлена на рис. 4а.

Натурный эксперимент заключался в определении с помощью исследуемой методики малозаметных ударных повреждений, нанесенных на панель по методу падающего груза. Всего было проведено 5 ударов с шагом энергии 1 Дж (табл. 2, рис. 3). В данном случае происходят необ-

Рис. 4. Схемы обнаружения ультразвуковых данных:
 а — имитаторов дефектов; б — ударных повреждений.



ратимые повреждения панели, поэтому для их обнаружения каждый раз необходимо было изменять базовое состояние. На практике после обнаружения повреждения необходимо будет произвести ремонт и снять комплект сигналов нового базового состояния. В данной работе в его качестве выступало предыдущее поврежденное (рис. 4б), при этом наличие большого количества ударных дефектов для последних экспериментов, хоть и не исключало возможности обнаружения дефектов, но, однако, оказывало влияние на итоговый результат вследствие неоднородности распространения ультразвуковых волн.

Таблица 2

Список ударных повреждений

Номер эксперимента	Энергия удара, Дж	Координаты удара, мм	
		X	Y
У-1	1	132	62
У-2	2	65	202
У-3	3	251	74
У-4	4	321	153
У-5	5	187	177

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

В данном разделе представлены экспериментальные результаты, при этом для сокращения объема статьи детальные данные со всеми промежуточными результатами будут приведены только для первого эксперимента (И-1), а для остальных будут показаны только осредненные.

Результаты экспериментов по обнаружению имитаторов повреждений. На рис. 5 и в табл. 3 представлены результаты расчета по различным параметрам координат дефекта И-1. Шесть расчетных точек показаны квадратами соответствующего цвета, осредненная координата — ромбом, крестом отмечено местоположение имитатора повреждения, а черным кругом — геометрический центр масс панели. Координата приклеивания имитатора дефекта: X = 50; Y = 40 мм.

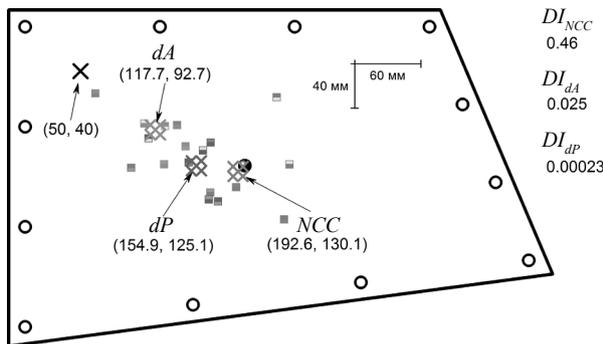


Рис. 5. Результаты обнаружения дефекта И-1.

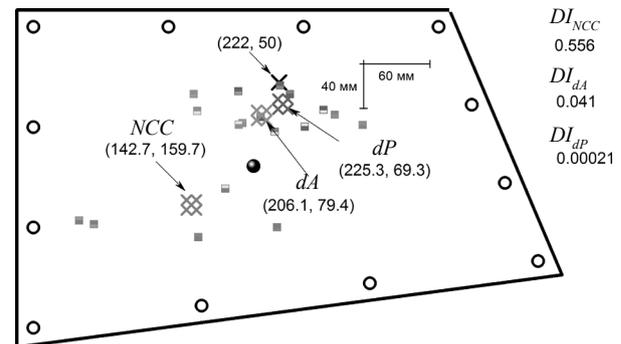


Рис. 6. Результаты обнаружения дефекта И-2.

Из рис. 5 видно, что лучшую точность локации дефекта показывает расчет по параметру dA (1) с погрешностью $\Delta = 85$ мм. Осредненные данные по параметру NCC (2) практически совпадают с центром масс панели. Стоит отметить, что практически для всех экспериментов результаты расчета координаты по параметру NCC показывают схожий результат — расчетная координата практически совпадает с центром масс. Поэтому данный параметр не рекомендуется использовать для

Таблица 3

Расчетные координаты дефекта И-1

Параметр	Число траекторий	Частота, кГц	X , мм (4)	Y , мм (4)	ΔX , мм	ΔY , мм	Δ , мм	DI (5)
<i>NCC</i> (2)	10	50	95,9	126,7	-45,9	-86,7	98,1	0,25
		100	234,2	173,2	-184,2	-133,2	227,3	0,35
		200	227,7	63,3	-177,7	-23,3	179,2	0,89
	20	50	167,6	149	-117,6	-109,	160,4	0,21
		100	191	144,4	-141,0	-104,4	175,4	0,28
		200	239,2	123,8	-189,2	-83,8	206,9	0,75
Среднее по <i>NCC</i>			192,6	130,1	-142,6	-90,1	168,7	0,46
<i>dA</i> (1)	10	50	145,2	107,4	-95,2	-67,4	116,7	0,017
		100	63,4	60,0	-13,4	-20,0	24,1	0,012
		200	126,6	89,5	-76,6	-49,5	91,2	0,066
	20	50	125,8	123,8	-75,8	-83,8	113,0	0,010
		100	137,6	88,5	-87,6	-48,5	100,1	0,006
		200	107,9	87,1	-57,9	-47,1	74,6	0,038
Среднее по <i>dA</i>			117,7	92,6	-67,7	-52,6	85,8	0,025
<i>dP</i> (3)	10	50	174,6	157,1	-124,6	-117,1	171,0	$7,2 \cdot 10^{-5}$
		100	148,0	122,1	-98,0	-82,1	127,8	$5,4 \cdot 10^{-5}$
		200	111,7	100,5	-61,7	-60,5	86,5	$7,82 \cdot 10^{-4}$
	20	50	166,3	155,4	-116,3	-115,4	163,8	$5 \cdot 10^{-5}$
		100	167,8	104,1	-117,8	-64,1	134,1	$2,5 \cdot 10^{-5}$
		200	161,0	111,2	-111,0	-71,2	131,9	$4,2 \cdot 10^{-4}$
Среднее по <i>dP</i>			154,8	125,0	-104,8	-85,0	135,0	$2,3 \cdot 10^{-4}$

анализа ультразвуковых сигналов на сотовых панелях. В предыдущих исследованиях коллектива параметр *NCC* показывал достаточно хорошие результаты на алюминиевых образцах и монолитных углепластиках, однако на сотовых панелях искажение формы сигналов делает практически невозможным его использование для обнаружения повреждений.

В общем, точность локации дефекта по параметрам *dA* или *dP* (3) в данном эксперименте является невысокой, что связано с малой массой диска-имитатора. Об этом свидетельствует малая величина индексов поврежденности (по *dA* и *dP*), что будет видно далее при сравнении результатов экспериментов И-1, И-2 и И-3.

На рис. 6 и в табл. 4 представлены результаты эксперимента по обнаружению дефекта И-2. Координаты наклеивания имитатора дефекта: $X = 225$; $Y = 50$ мм.

Таблица 4

Результаты локации дефекта И-2

Параметр	X , мм (4)	Y , мм (4)	Δ , мм	DI (5)
<i>NCC</i> (2)	142,7	159,7	135,3	0,556
<i>dA</i> (1)	206,1	79,4	33,4	0,041406
<i>dP</i> (3)	225,3	69,3	19,5	0,000206

Видно, что по параметру *NCC* результаты локации, как и для И-1, являются отрицательными, в то время как погрешность обнаружения дефекта по параметрам *dA* и *dP* снизилась и составляет менее 35 мм. Индекс поврежденности по *dA* вырос, демонстрируя чувствительность к дефекту большего размера. Кроме того, из рис. 7 можно сделать вывод, что разброс промежуточных координат по *dA* и *dP* (малые квадраты соответствующего цвета) намного ниже, что обусловлено большими значениями информативных параметров (их большим весом) в расчете координаты.

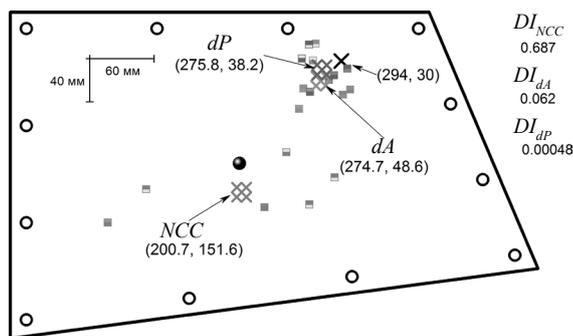


Рис. 7. Результаты обнаружения дефекта И-3.

На рис. 7 и в табл. 5 представлены результаты эксперимента по обнаружению дефекта И-3. Координаты наклеивания имитатора дефекта: $X = 294$; $Y = 30$ мм.

Таблица 5

Результаты локации дефекта И-3

Параметр	X , мм (4)	Y , мм (4)	Δ , мм	DI (5)
NCC (2)	200,7	151,6	153,2	0,687
dA (1)	274,7	48,5	26,7	0,062
dP (3)	275,8	38,2	19,9	0,00048

При локации дефекта И-3 точность по dA и dP составляет 20-27 мм, а индексы поврежденности выше, чем для И-2. Данный результат подтверждает, что УЗ методика достаточно хорошо «чувствует» увеличение размера дефекта. Разброс промежуточных расчетных координат также низкий — все они располагаются в пределах небольшой окружности около координаты имитатора дефекта.

По итогам тестирования всех 9 искусственных дефектов была составлена табл. 6, в которой представлены осредненные по типу дефекта результаты локации.

Таблица 6

Результаты локации искусственных дефектов

Тип дефекта	Локация по параметру dA		Локация по параметру dP	
	Δ , мм	DI	Δ , мм	DI
1	49,5	0,019	74,2	0,00014
2	32,7	0,037	45,9	0,00023
3	35,6	0,042	16,4	0,00028

Видно, что индексы поврежденности по обоим информативным параметрам демонстрируют стабильное увеличение с ростом типоразмера искусственного дефекта. Погрешность локации по параметру dP для дефектов малого размера по отношению к дефектам большего размера линейно снижается с ~ 75 до ~ 17 мм. По параметру dA точность локации дефектов улучшается с ~ 50 до 32-35 мм. Можно сделать вывод, что оба информативных параметра (амплитуда и энергия сигналов) позволяют проводить обнаружение искусственных дефектов с хорошей степенью точности, при этом индекс поврежденности позволяет их классифицировать.

Проведенная серия экспериментов позволила получить результаты практического использования УЗ методики, не повреждая при этом панель. Основной целью было проанализировать чувствительность методики к дефектам различного местоположения. Обнаружено, что точность локации дефектов вблизи границ сети снижается. Это является следствием низкой плотности траекторий (соответственно и точек пересечения) по периметру сети. Одним из решений данной проблемы может стать использование более высоких весовых коэффициентов для точек пересечения, полученных на границах УЗ сети.

Результаты экспериментов по обнаружению ударных повреждений. Второй частью экспериментального исследования являлось применение УЗ методики для локации малозаметных ударных повреждений, полученных по методике падающего груза. Отметим, что по результатам предыдущего экспериментального раздела локация по параметру *NCC* признана неудовлетворительной, поэтому на графических материалах данного раздела не будут показаны соответствующие точки.

На рис. 8 и в табл. 7 представлены результаты локации ударного повреждения У-1, нанесенного с энергией 1 Дж в точку $X = 132$; $Y = 62$ мм.

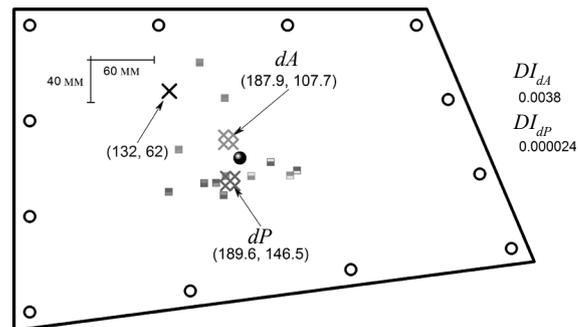


Рис. 8. Результаты обнаружения повреждения У-1.

Рис. 8 свидетельствует о неоднозначности результатов локации — практически все итоговые усредненные координаты по обоим параметрам расположились около центра масс панели. При этом промежуточные точки расположены вокруг центра масс. Однако анализируя индекс поврежденности, можно сделать вывод, что энергия 1 Дж не привела к образованию повреждения значимого размера. Визуальный анализ места удара также подтверждает предположения об отсутствии (либо незначительности) повреждения.

Таблица 7

Результаты локации повреждения У-1

Параметр	X , мм (4)	Y , мм (4)	Δ , мм	DI (5)
<i>NCC</i> (2)	207,1	125,8	98,5	0,18
<i>dA</i> (1)	187,9	107,6	72,2	0,0038
<i>dP</i> (3)	189,5	146,5	102,2	0,000024

Особенностью данной методики локации является то, что координаты будут рассчитываться, несмотря на величину индекса поврежденности. Таким образом, для получения надежных результатов обнаружения повреждений требуется совместный анализ получаемых данных. Также решением данной проблемы может быть разработка методики визуализации, учитывающей различный вес (значения информативных параметров) и представляющей результаты в виде распределений вероятностей нахождения дефектов в исследуемом объекте.

Таблица 8

Результаты локации повреждения У-3

Параметр	X , мм (4)	Y , мм (4)	Δ , мм	DI (5)
<i>NCC</i> (2)	198,3	83,1	53,4	0,14
<i>dA</i> (1)	217,9	60,9	35,5	0,0085
<i>dP</i> (3)	219,6	69,6	31,6	0,000054

На рис. 9 и в табл. 8 представлены результаты локации ударного повреждения У-3, нанесенного с энергией 3 Дж в точку $X = 251$; $Y = 74$ мм.

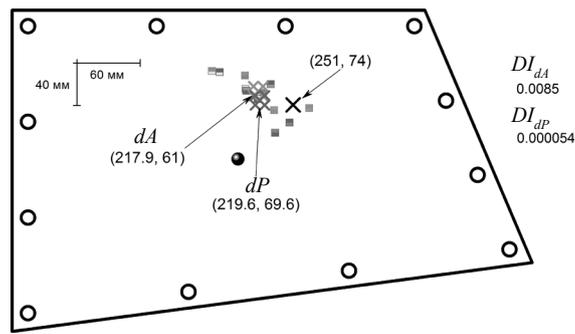


Рис. 9. Результаты обнаружения повреждения У-3.

Повреждение, полученное от удара с энергией 3 Дж, уже является обнаружимым: краска сохранила целостность, но на месте удара присутствует небольшая вмятина, свидетельствующая о наличии расслоения и отрыва сот от обшивки. Однако данное повреждение остается визуально малозаметным. Результаты локации по dA и dP являются приемлемыми с погрешностью ~30 мм, а индексы поврежденности немного выросли по сравнению с экспериментом У-1.

На рис. 10 и в табл. 9 представлены результаты локации ударного повреждения У-5, нанесенного с энергией 3 Дж в точку $X = 187$; $Y = 177$ мм.

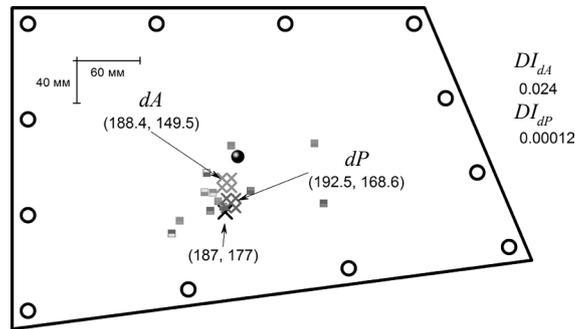


Рис. 10. Результаты обнаружения повреждения У-5.

Таблица 9

Результаты локации повреждения У-5

Параметр	X , мм (4)	Y , мм (4)	Δ , мм	DI (5)
NCC (2)	258,4	169,8	71,8	0,38
dA (1)	188,4	149,4	27,5	0,024
dP (3)	192,5	168,5	10,1	0,00012

При ударах с энергиями 4 и 5 Дж образуются повреждения, в которых наблюдается растрескивание краски и углепластиковой обшивки. Образующаяся вмятина является достаточно большой и данное повреждение при использовании визуально-измерительного метода неразрушающего контроля может быть обнаружено.

Точность локации эксперимента У-5 является более высокой, чем для У-3 (а также и У-4), а индексы поврежденности по dA и dP демонстрируют небольшой скачок, свидетельствуя о повреждении большего размера.

В табл. 10 и на рис. 11 приведены сводные результаты локации ударных повреждений, представлены погрешности определения координаты повреждения и индексы поврежденности соответственно в зависимости от энергии ударного повреждения.

Как было сказано ранее, ультразвуковые волны Лэмба, с одной стороны, имеют очень низкое затухание и могут эффективно использоваться для контроля больших площадей, а с другой, характе-

Результаты локации ударных повреждений

Номер эксперимента	Локация по параметру dA		Локация по параметру dP	
	Δ , мм	DI	Δ , мм	DI
У-1	72,2	0,0039	102,2	0,000024
У-2	42,1	0,0076	79,4	0,000029
У-3	35,5	0,0085	31,6	0,000054
У-4	57,5	0,0096	33,3	0,000052
У-5	27,5	0,0243	10,1	0,000126

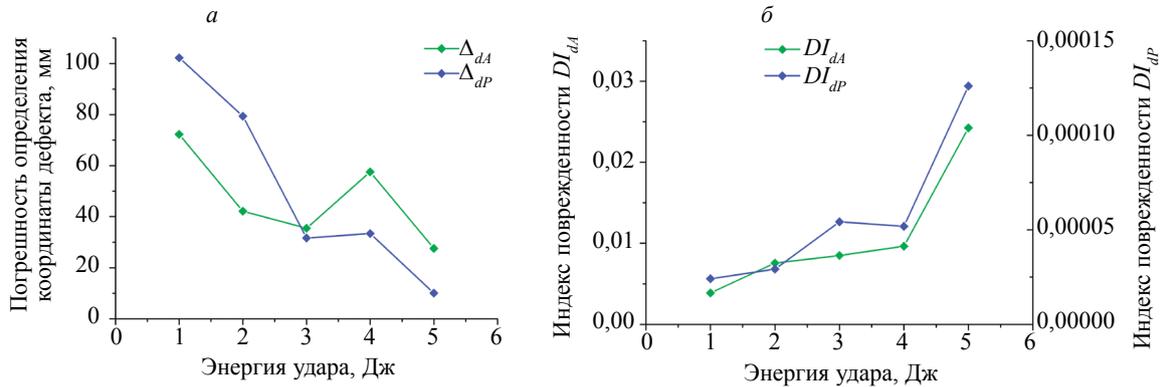


Рис. 11. Сводные результаты обнаружения ударных повреждений:

а — погрешность локации в зависимости от энергии удара; б — значения индексов поврежденности в зависимости от энергии удара.

ризуются сложным механизмом распространения, что усложняет анализ сигналов при разработке систем встроенного контроля. Однако подходы к обработке, заключающиеся в анализе изменения (прежде всего затухания) сигналов комплексно по всей сети УЗ преобразователей (по принципу томографии), могут отличаться простотой реализации и в то же время эффективностью. Анализируя результаты проведенных экспериментальных исследований, можно сделать следующие выводы:

методика локации дефектов с помощью ультразвуковых волн Лэмба в углепластиковых панелях позволяет с достаточной степенью точности определять их местоположение, а индекс поврежденности дает представление о критичности повреждения;

результатами обнаружения дефекта являются расчетная координата повреждения и индекс поврежденности, анализ которых необходимо проводить совместно: низкий индекс поврежденности свидетельствует о низкой вероятности нахождения дефекта в предсказываемой области, а высокий, в свою очередь, говорит о высокой вероятности расположения дефекта вблизи предсказываемой координаты. Более совершенной схемой обработки и представления данных будут являться поля вероятностей, отражающие (например, в цветовых шкалах) величину вероятности наличия дефекта по всему исследуемому объекту;

экспериментальное исследование работы методики с использованием имитаторов дефектов позволяет, сохраняя время и материальные средства, провести широкомасштабное тестирование методики. При этом стоит отметить, что механизм влияния искусственных дефектов и ударных повреждений на распространение волн Лэмба отличается, о чем свидетельствуют незначительно отличающиеся результаты локации и расчета индексов поврежденности: DI_{dA} для эксперимента У-5 (удара с максимальной энергией) является равным DI_{dA} для И-1 (диска с минимальной массой). Однако данные недостатки не являются проблемой в случае решения задачи изучения особенностей работы УЗ методики на определенных объектах контроля, так как получаемые результаты содержат достаточно полезную информацию;

детальный анализ работы системы с трапецевидной сетью УЗ преобразователей позволяет сделать вывод о недостаточной точности определения повреждений вблизи границ в силу дискретного метода расчета координат дефектов: количество точек пересечения траекторий в центре намного больше. Данный недостаток может быть решен путем повышения весовых коэффициентов точек вблизи границ сети.

ВЫВОДЫ

Проведены эксперименты по тестированию ультразвуковой методики обнаружения дефектов в углепластиковых панелях. Выполнено две серии испытаний: по обнаружению имитаторов дефектов и ударных повреждений. Рассмотрены результаты локации дефектов, представляющие собой расчетную координату, а также индекс поврежденности. Детальный анализ полученных результатов позволил выявить особенности и недостатки работы методики. Предложены варианты устранения данных недостатков и общей модернизации методики обработки ультразвуковых данных.

Средняя погрешность обнаружения имитаторов дефектов и ударных повреждений по результатам экспериментов составила 25—80 мм, а индекс поврежденности позволяет производить предварительную классификацию дефектов. Полученные результаты являются достаточно хорошими, учитывая, что на начальном этапе практика применения таких систем мониторинга состояния будет заключаться в обнаружении факта появления повреждения, а не его точного местоположения, так как далее будет проведен детальный неразрушающий контроль с помощью точных методов НК (например, вихретоковым или УЗК).

Работа выполнена в рамках программы фундаментальных научных исследований Государственных академий наук (2013—2020) по направлению III.23, а также при поддержке гранта Президента РФ по государственной поддержке ведущих научных школ РФ НШ-5875.2018.8 и стипендии президента СП-2167.2016.3.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Farrar C.R., Worden K.* An introduction to structural health monitoring // *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences.* 2007. V. 365. Iss. 1851. P. 303—315. doi: 10.1098/rsta.2006.1928.
2. *Diamanti K., Soutis C.* Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures // *Progress in Aerospace Sciences.* 2010. V. 46. Iss. 8. P. 342—352. doi: 10.1016/j.paerosci.2010.05.001.
3. *Liu W., Tang B., Jiang Y.* Status and problems of wind turbine structural health monitoring techniques in China // *Renewable Energy.* 2010. V. 35. Iss. 7. P. 1414—1418. doi: 10.1016/j.renene.2010.01.006.
4. *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 // *Renewable Energy.* 2013. V. 51. P. 113—123. doi: 10.1016/j.renene.2012.08.072.
5. *Махсидов В.В., Резников В.А.* Проекты, направленные на разработку технологии встроенного контроля конструкций из ПКМ // *Новости материаловедения. Наука и техника.* 2017. Т. 28. № 5—6. С. 30—37.
6. *Giurgiutiu V., Cuc A.* Embedded Non-destructive Evaluation for Structural Health Monitoring, Damage Detection, and Failure Prevention // *The Shock and Vibration Digest.* 2005. V. 37. Iss. 2. P. 83—105. doi: 10.1177/0583102405052561.
7. *Güemes A., Fernández-López A., Díaz-Maroto P.* et al. Structural Health Monitoring in Composite Structures by Fiber-Optic Sensors // *Sensors.* 2018. V. 18. Iss. 4. P. 1094. doi: 10.3390/s18041094.
8. *Eleftheroglou N., Zarouchas D., Loutas T.* et al. Structural health monitoring data fusion for in-situ life prognosis of composite structures // *Reliability Engineering & System Safety.* 2018. V. 178. P. 40—54. doi: 10.1016/j.ress.2018.04.031.
9. *Shilova A., Wildemann V., Lobanov D., Lyamin Yu.* Experimental study of the effect of fabric high temperature treatment on the composite strength properties // *PNRPU Mechanics Bulletin.* 2014. V. 1. P. 221—239. doi: 10.15593/perm.mech/2014.4.09.
10. *Tsepennikov M., Strom A., Povyshev I., Smetannikov O.* Theoretical-experimental study of mechanical behavior in 3D composites under quasi-steady damage // *PNRPU Mechanics Bulletin.* 2016. V. 1. P. 143—158. doi: 10.15593/perm.mech/2016.2.10.
11. *Барсук В.Е., Степанова Л.Н., Чернова В.В., Кулешов В.К.* Акустико-эмиссионный контроль дефектов при циклическом нагружении образцов из углепластика с ударными повреждениями // *Конструкции из композиционных материалов.* 2018. Т. 149. № 1. С. 69—75.
12. *Barsuk V.E., Stepanova L.N., Kabanov S.I.* Composite airplane construction acoustic emission testing during static loading // *Kontrol'. Diagnostika.* 2018. P. 14—19. doi: 10.14489/td.2018.04.pp.014-019.
13. *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 // *Russian J. of Nondestructive Testing.* 2017. V. 53. Iss. 6. P. 422—429. doi: 10.1134/S1061830917060092.
14. *Panozzo F., Zappalorto M., Maragoni L.* et al. Modelling the electrical resistance change in a multidirectional laminate with a delamination // *Composites Science and Technology.* 2018. V. 162. P. 225—234. doi: 10.1016/j.compscitech.2018.04.031.
15. *Baghalian A., Senyurek V.Y., Tashakori S.* et al. Novel Nonlinear Acoustic Health Monitoring Approach for Detecting Loose Bolts // *J. of Nondestructive Evaluation.* 2018. V. 37. Iss. 2. P. 24. doi: 10.1007/s10921-018-0478-0.

16. *Потанов А.И., Махов В.Е.* Методы неразрушающего контроля и диагностики прочности изделий из полимерных композиционных материалов // Дефектоскопия. 2018. № 3. С. 7—19.
17. *Bhalla S., Kaur N.* Prognosis of low-strain fatigue induced damage in reinforced concrete structures using embedded piezo-transducers // International J. of Fatigue. 2018. V. 113. P. 98—112. doi: 10.1016/j.ijfatigue.2018.04.002.
18. *Witoś M., Zieja M., Fallahi N.* et al. NDE and SHM of Critical Parts using Magnetic and Electromagnetic Methods // Acta Physica Polonica A. 2018. V. 133. Iss. 3. P. 697—700. doi: 10.12693/APhysPolA.133.697.
19. *Choi Y., Abbas S.H., Lee J.-R.* Aircraft integrated structural health monitoring using lasers, piezoelectricity, and fiber optics // Measurement. 2018. V. 125. P. 294—302. doi: 10.1016/j.measurement.2018.04.067.
20. *Ignatovich S.R., Menou A., Karuskevich M.V., Maruschak P.O.* Fatigue damage and sensor development for aircraft structural health monitoring // Theoretical and Applied Fracture Mechanics. 2013. V. 65. P. 23—27. doi: 10.1016/j.tafmec.2013.05.004.
21. *Panin S., Burkov M., Lyubutin P., Altukhov Y.* Application of aluminum foil for «strain sensing» at fatigue damage evaluation of carbon fiber composite // Science China Physics, Mechanics and Astronomy. 2014. V. 57. Iss. 1. P. 59—64. doi: 10.1007/s11433-013-5368-y.
22. *Panin S.V., Burkov M.V., Lyubutin P.S., Altukhov Y.A., Shakirov I.V.* Fatigue damage evaluation of carbon fiber composite using aluminum foil based strain sensors // Engineering Fracture Mechanics. 2014. V. 129. Iss. 1. P. 45—53. doi: 10.1016/j.engfracmech.2014.01.003.
23. *Wang P., Takagi T., Takeno T., Miki H.* Early fatigue damage detecting sensors-A review and prospects // Sensors Actuators A: Physical. 2013. V. 198. P. 46—60. doi: 10.1016/j.sna.2013.03.025.
24. *Gomes G.F., Mendéz Y.A.D., da Silva Lopes Alexandrino P.* et al. The use of intelligent computational tools for damage detection and identification with an emphasis on composites // Composite Structures. 2018. V. 196. P. 44—54. doi: 10.1016/j.compstruct.2018.05.002.
25. *Махсидов В.В., Яковлев Н.О., Ильичев А.В., Шуюнов А.М., Фирсов Л.Л.* Определение деформации материала конструкции из ПКМ с помощью интегрированных оптоволоконных сенсоров // Механика композиционных материалов и конструкций. 2016. Т. 22. № 3. С. 402—413.
26. *Bashkov O.V., Romashko R.V., Zaikov V.I.* et al. Detecting acoustic-emission signals with fiber-optic interference transducers // Russian J. of Nondestructive Testing. 2017. V. 53. Iss. 6. P. 415—421. doi: 10.1134/S1061830917060031.
27. *Cho H., Lissenden C.J.* Structural health monitoring of fatigue crack growth in plate structures with ultrasonic guided waves // Structural Health Monitoring. 2012. V. 11. Iss. 4. P. 393—404. doi: 10.1177/1475921711430439.
28. *Glushkov E.V., Glushkova N.V., Eremin A.A.* Guided wave based nondestructive testing and evaluation of effective elastic moduli of layered composite materials // Materials Physics and Mechanics. 2015. V. 23. P. 56—60.
29. *Lunev A., Nadezhkin M., Zuev L.* Velocity and attenuation of ultrasound waves under cyclic loading of low-carbon steel / In: Proc. Int. Conf. Adv. Mater. with Hierarchical Struct. New Technol. Reliab. Struct. Tomsk. Russ. Sep. 19—26, 2016. P. 20140. doi: 10.1063/1.4966433.
30. *Samokrutov A., Shevaldykin V.* Impact Induced Damage Detecting of Aircraft CFRP Covering by Acoustic Testing // NDT World. 2015. V. 19. Iss. 4. P. 29—32. doi: 10.12737/23501.
31. *Morteau E., Fualdes C.* Use of probabilistic methods / FAA Bombardier Industry Composite Transport Damage Tolerance & Maintenance Workshop ESCAC Sep. 2015, Dorval, Quebec, Canada.
32. *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 // Materials & Design. 2016. V. 90. P. 787—794. doi: 10.1016/j.matdes.2015.11.018.
33. *Flynn E.B., Todd M.D.* A Bayesian approach to optimal sensor placement for structural health monitoring with application to active sensing // Mechanical Systems and Signal Processing. 2010. V. 24. Iss. 4. P. 891—903. doi: 10.1016/j.ymsp.2009.09.003.
34. *Lee B.C., Staszewski W.J.* Sensor location studies for damage detection with Lamb waves // Smart Materials and Structures. 2007. V. 16. Iss. 2. P. 399—408. doi: 10.1088/0964-1726/16/2/019.
35. *Moore E.Z., Murphy K.D., Nichols J.M.* Optimized sensor placement for damage parameter estimation: Experimental results for a cracked plate // Structural Health Monitoring. 2013. V. 12. Iss. 3. P. 197—206. doi: 10.1177/1475921713476330.
36. *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. doi: 10.1016/j.ultras.2017.01.025.
37. *Park I., Jun Y., Lee U.* Lamb wave mode decomposition for structural health monitoring // Wave Motion. 2014. V. 51. Iss. 2. P. 335—347. doi: 10.1016/j.wavemoti.2013.09.004.
38. *Eremin A.A.* Viscosity-driven attenuation of elastic guided waves in layered composite structures // Materials Physics and Mechanics. 2018. V. 37. Iss. 1. P. 42—51.
39. *Attarian V.A., Cegla F.B., Cawley P.* Long-term stability of guided wave structural health monitoring using distributed adhesively bonded piezoelectric transducers // Structural Health Monitoring. 2014. V. 13. Iss. 3. P. 265—280. doi: 10.1177/1475921714522842.

40. *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 // *Structural Health Monitoring*. 2013. V. 13. Iss. 2. P. 158—176. doi: 10.1177/1475921713513975.
41. *Wandowski T., Malinowski P.H., Ostachowicz W.M.* Delamination detection in CFRP panels using EMI method with temperature compensation // *Composite Structures*. 2016. V. 151. P. 99—107. doi: 10.1016/j.compstruct.2016.02.056.
42. *Dodson J.C., Inman D.J.* Thermal sensitivity of Lamb waves for structural health monitoring applications // *Ultrasonics*. 2013. V. 53. Iss. 3. P. 677—685. doi: 10.1016/j.ultras.2012.10.007.
43. *Kullaa J.* Distinguishing between sensor fault, structural damage, and environmental or operational effects in structural health monitoring // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2011. V. 25. Iss. 8. P. 2976—2989. doi: 10.1016/j.ymsp.2011.05.017.
44. *Hahn S.L.* Hilbert Transforms in Signal Processing. Artech House, Norwood, 1996. 460 p.
45. *Лайонс Р.* Цифровая обработка сигналов / Изд. 2. Пер. с англ. М.: ООО «Бином-Пресс», 2006. 656 с.
-