

УДК 534-16:539.433

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ НА УСТАЛОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОЗИТНОГО СОЕДИНЕНИЯ “ОБШИВКА–СТРИНГЕР” В УСЛОВИЯХ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

© 2023 г. С. В. Дубинский<sup>а</sup>, Ф. С. Севастьянов<sup>а</sup>, В. М. Костенко<sup>а</sup>, С. Л. Денисов<sup>а, \*</sup>

<sup>а</sup>ФАУ “Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского”,  
ул. Жуковского 1, Жуковский, 140181 Россия

\*e-mail: stl.denisov@gmail.com

Поступила в редакцию 22.09.2022 г.

После доработки 22.09.2022 г.

Принята к публикации 22.12.2022 г.

Представлены результаты исследования усталостных характеристик выполненных из полимерного композиционного материала соединений типа “обшивка–стрингер” (Т-образов), подвергающихся случайному виброакустическому нагружению с широким спектром. На основе анализа экспериментальных данных определены механизмы возникновения и развития повреждений, а также критерии и мода разрушения для образцов с дефектами от ударного воздействия и для образцов без дефектов. Продемонстрировано влияние ударных повреждений на усталостные характеристики исследуемых образцов при различной энергии удара и уровнях виброакустического нагружения. Выявлены основные закономерности влияния дефектов на усталостные характеристики, которые могут использоваться в дальнейшем при создании расчетных моделей развития повреждений в конструкциях из полимерного композиционного материала при виброакустическом нагружении.

*Ключевые слова:* виброакустическое воздействие, динамический отклик, кривая усталости, ударное повреждение, полимерный композиционный материал (ПКМ)

DOI: 10.31857/S0320791922600512, EDN: ITFWSI

### ВВЕДЕНИЕ

С конца 1950-х гг. исследование усталостных характеристик элементов конструкции планера самолета, подвергающихся интенсивному акустическому воздействию, является неотъемлемой частью выявления особенностей отклика упругих авиационных конструкций на нестационарное возбуждение с произвольным спектром [1], а также важным аспектом при сертификации самолета [2]. За прошедшие 60 лет было выполнено значительное число расчетных и экспериментальных исследований, которые позволили создать методы расчета отклика и оценки долговечности различных элементов авиационных конструкций, подвергающихся интенсивному звуковому воздействию [3–5]. Однако основное внимание в этих работах было уделено элементам конструкций, выполненных из металлов, в то время как исследование композитных материалов носило фрагментарный или узкоспециализированный характер, что не позволяло определить физические особенности поведения композитов при акустическом воздействии, выявить для них основные моды и типы разрушения и, как след-

ствие, непосредственно исследовать усталостные характеристики.

Активное исследование свойств композитных и, в особенности, полимерных композиционных материалов (ПКМ) началось после их широкого внедрения в силовые элементы конструкции самолета, такие как крыло, фюзеляж, мотогондола. Результатом этого стали работы [6–14], в которых были проведены активные исследования отклика конструкций из ПКМ на акустическое и/или вибрационное воздействие с произвольным частотным спектром именно с точки зрения выявления основных физических причин, влияющих на усталостные характеристики конструкций, изготовленных из материалов такого типа. Главным объектом исследований в представленных работах было изучение образцов, которые изначально не имели дефектов, однако именно внутренние (скрытые) дефекты зачастую являются определяющими при зарождении и росте трещин или расслоения исследуемых образцов, приводя к разрушению конструкции. Таким образом, исследование влияния внутренних дефектов на усталостные характеристики элементов авиационных конструкций,

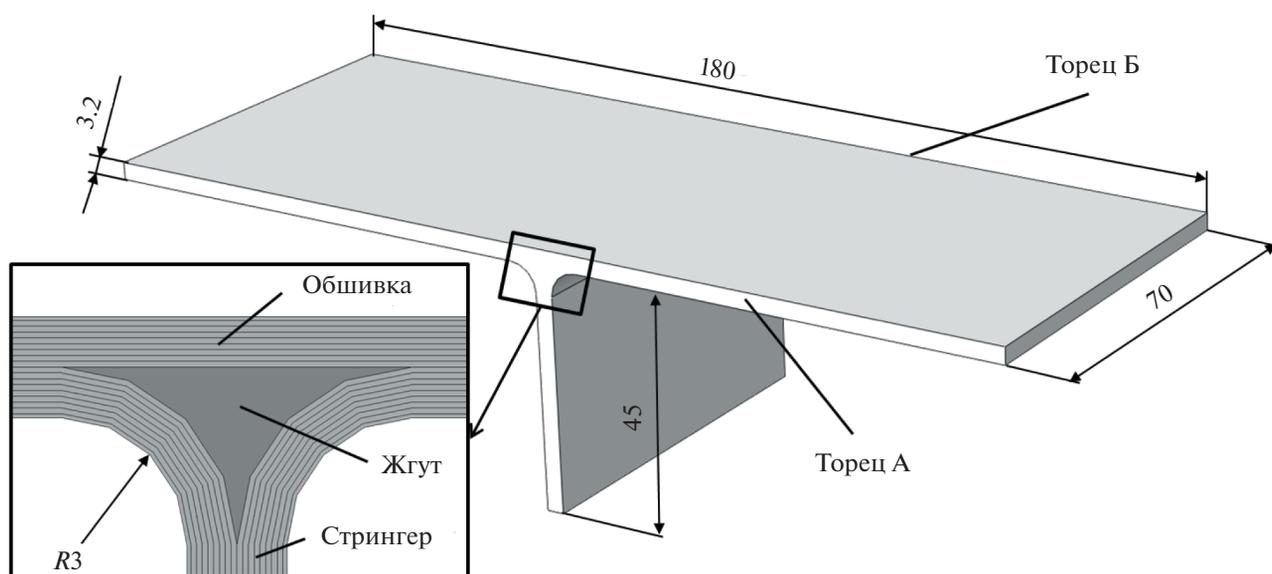


Рис. 1. Исследуемый Т-образец.

подвергающихся интенсивному акустическому и/или вибрационному воздействию, представляет значительный интерес как с прикладной, авиационно-конструкторской, так и с фундаментальной, материаловедческой точек зрения.

Представленная работа является непосредственным продолжением работы, выполненной в статье [14] и посвященной расчетно-экспериментальным исследованиям влияния виброакустических нагрузок на прочность композитных соединений. Здесь, используя экспериментальные и расчетные методики, развитые и валидированные в [14], представлен результат полного комплекса экспериментальных исследований изготовленных из ПКМ соединений типа “обшивка–стрингер” (так называемые Т-образцы), по результатам которых определены усталостные характеристики и построены кривые усталости, являющиеся основным результатом исследований такого рода. Помимо определения усталостных характеристик типовых Т-образцов, в данной работе проводится определение усталостных характеристик Т-образцов с предварительно нанесенными ударными повреждениями, что позволяет выявить основные механизмы возникновения и развития повреждений, а также вклад дефектов в расслоение исследуемых образцов, что является непосредственным критерием разрушения конструкции. Полученные в данной работе результаты могут использоваться для построения новых и совершенствования уже существующих расчетных моделей развития повреждений в конструкциях из ПКМ при вибрационном и/или акустическом нагружении.

#### ИССЛЕДУЕМЫЕ ОБРАЗЦЫ И МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

В качестве объекта исследований были выбраны Т-образцы однострингерных панелей (рис. 1), аналогичные уже рассмотренным в работе [14]. Армирование в образцах, как и ранее, было выполнено согласно схеме  $[0^c/+45^y/-45^y/0^y/90^y/0^y_2/+45^y/-45^y]_{S1}$ , где индекс “у” обозначает углеродные волокна, а индекс “с” – стеклоткань. В качестве базового материала был использован однонаправленный препрег HexPly на основе углеродного (M21/34%/UD194/IMA) и стеклянного (M21/45%/120) волокон. Жгут в корне ребра выполнен из углеленты M21/34%/UD194/IMA. Упругие характеристики монослоев, используемых при изготовлении исследуемых образцов, аналогичны рассмотренным в работе [14].

Всего при проведении измерений было исследовано 20 образцов, 10 из которых испытывались в исходном состоянии, а на другие 10 перед проведением вибрационных испытаний наносились ударные повреждения. Удары наносились копром InstronCEAST 9350 с вертикально-падающим грузом (диаметр ударника 25 мм). На один из образцов удар был нанесен в центр обшивки по оси стингера с энергией в 30 Дж, что привело к появлению видимого расслоения с обратной стороны образца. На четыре образца удары были нанесены соответственно с энергиями 20, 10, 10 и 5 Дж. Удары с такими энергиями приводили к видимым повреждениям обшивки без выхода расслоения на обратную сторону. Для оценки влияния напряженно-деформированного состояния на длительность роста расслоения, в пяти образцах место приложения удара было смещено от оси

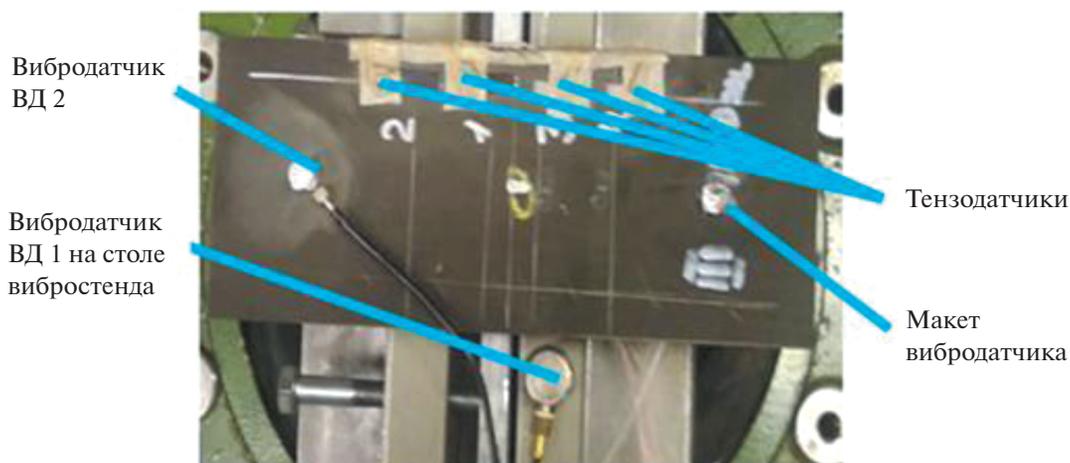


Рис. 2. Установка измерительных датчиков при проведении измерений.

стрингера на 6 мм в зону максимальных деформаций. На все эти образцы были нанесены удары с энергией 5 Дж (впоследствии, именно эти пять образцов использовались для построения усталостной кривой). Перед началом испытаний проводился неразрушающий ультразвуковой контроль (УЗК) всех образцов с ударом с наружной и внутренней стороны с использованием ультразвукового дефектоскопа Sitiescan D-20. УЗК позволил выявить область внутренних повреждений образцов от удара, которая для всех 10 образцов, вне зависимости от энергии удара, имела схожий размер.

В настоящей работе за основу была принята методика [6, 15], моделирующая звуковое воздействие на конструкцию путем приложения к образцам вибрационного нагружения. Подробное описание данной методики в приложении к задаче исследования образцов из ПКМ и ее использование при проведении рассматриваемых экспериментальных исследований представлено в работе [14] (там же представлено подробное обсуждение возможности моделирования акустического нагружения вибрационным нагружением и пределы его применимости). Здесь мы сделаем несколько замечаний относительно размещения датчиков на исследуемом образце.

На рис. 2 представлена фотография размещения измерительных вибродатчиков и тензодатчиков при проведении измерений. Каждый исследуемый образец оснащался 1 вибродатчиком и 4 тензодатчиками. Тензодатчики наклеивались в зоне максимальных деформаций, которая была определена конечно-элементным расчетом [1, 14, 16]. Еще один вибродатчик, предназначенный для измерения задающего вибрационного воздействия, устанавливался непосредственно на вибростол (рис. 2). Макет вибродатчика (рис. 2) имел такую же массу, как и исходный вибродат-

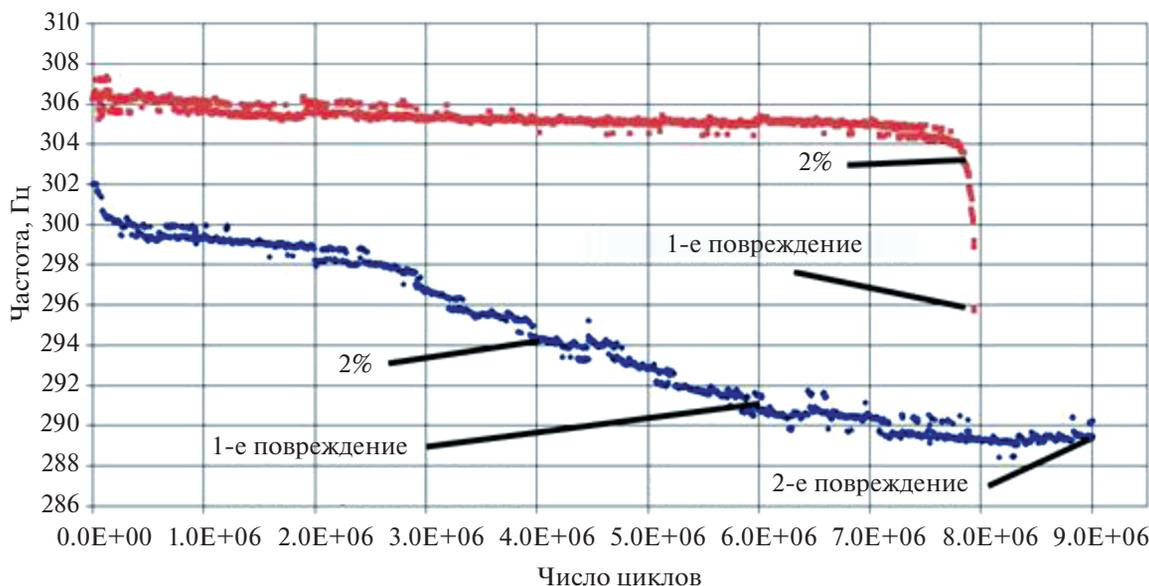
чик, и был необходим для обеспечения симметричной нагрузки на исследуемый образец.

Вибрационное нагружение представляло собой узкополосный случайный процесс с равномерной спектральной плотностью в заданной полосе частот на различных уровнях среднеквадратичных значений деформаций. Ширина полосы выбиралась равной 1/3-октаве со среднегеометрической частотой, соответствующей 1-й резонансной частоте колебаний образца. Определение 1-й резонансной частоты проводилось путем приложения к образцу свип-сигнала с плавно изменяющейся частотой в диапазоне от 60 до 500 Гц и последующим определением максимального значения сигнала вибродатчика, размещенного на образце. Сравнение резонансных частот, вычисленных в работе [14] с помощью метода конечных элементов для данной экспериментальной конфигурации, показало хорошее совпадение с экспериментально измеренными частотами (ошибка расчета составила около 1% от экспериментально измеренной частоты).

## ИССЛЕДОВАНИЕ УСТАЛОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК Т-ОБРАЗЦОВ

### *Испытания образцов без удара*

Рассмотрим результаты исследования усталостных характеристик образцов без предварительно нанесенных ударных повреждений, которые являются дополнением к ранее приведенным в работе [14] данным. На предварительном этапе первый образец был испытан на статический трехточечный изгиб с целью определения доминирующей моды разрушения. Испытания остальных девяти образцов проводились на уровнях среднеквадратичных деформаций в диапазоне от 600 до 2000 мк. В процессе испытаний выполнялся непрерывный мониторинг резонансной частоты



**Рис. 3.** Зависимость резонансной частоты от числа циклов для двух исследуемых образцов без удара (красная кривая – 800 мк, синяя кривая – 1000 мк).

ты, снижение которой [6, 15] является индикатором падения жесткости вследствие появления внутренних неоднородностей (в данном случае расслоений). Для иллюстрации этого факта на рис. 3 приведены графики снижения резонансной частоты в зависимости от числа циклов (наработки) для двух исследуемых образцов (амплитуда 1000 и 800 мк).

В качестве критерия разрушения принималось одно из двух состояний исследуемого образца: визуально регистрируемое появление расслоения на одном или двух торцах (рис. 4), либо снижение резонансной частоты (рис. 3). Отечественный [5] и зарубежный [6, 7] опыт показывает, что снижение частоты в композитном образце на 2–3% позволяет зафиксировать момент зарождения внутренних расслоений, приводящих к снижению жесткости упругой системы. При таком уменьшении резонансной частоты относительное повреждение в сечении составляет 10–20%, а при уменьшении частоты на 10–15% обычно происходит разрушение образца [6, 7].

Таким образом, на основе полученных экспериментальных данных для десяти исследуемых образцов, с использованием методики, описанной в работе [17], была построена средняя кривая усталости, представленная на рис. 5. На этом же рисунке для сравнения представлены также данные из базы данных ESDU 84027 [4] для конструктивно подобных образцов типа интегральный стрингер (точками со стрелками на рис. 5 обозначены образцы, не доведенные до разрушения).

Сравнительный анализ зависимостей числа циклов до разрушения от уровня среднеквадрати-

ческих деформаций, представленных на рис. 5, показывает, что полученные в рамках настоящей работы точки лежат в одном диапазоне с точками из ESDU. Это свидетельствует о том, что усталостные характеристики образцов из ПКМ по большей части зависят не от самого материала, а от типа концентратора напряжений, которым в данном случае является соединение типа “обшивка-стрингер”.

#### *Испытания образцов с ударом*

Рассмотрим далее результаты исследования образцов с предварительно нанесенными ударными повреждениями. Примеры графиков снижения резонансной частоты в зависимости от числа циклов (наработки) для двух рассмотренных образцов (энергии удара 10 Дж в центр и 5 Дж в зону максимальных деформаций) показаны на рис. 6. Как видно, процессы появления и развития повреждений в образцах с ударом (рис. 6) и без удара (рис. 3) имеют схожий характер. Повреждение зарождается внутри образца в виде расслоения в переходной радиусной зоне и развивается вплоть до выхода в виде межслоевой трещины сначала на один торец образца, а затем на второй (рис. 7).

Тщательный анализ полученных зависимостей резонансной частоты от числа циклов показывает, что для всех рассмотренных образцов они носят индивидуальный характер, но в некоторых случаях совпадают по характеру изменения. В 6-ти случаях из 10 в зависимостях выделяются участки ускоренного падения частоты, совпадающие с

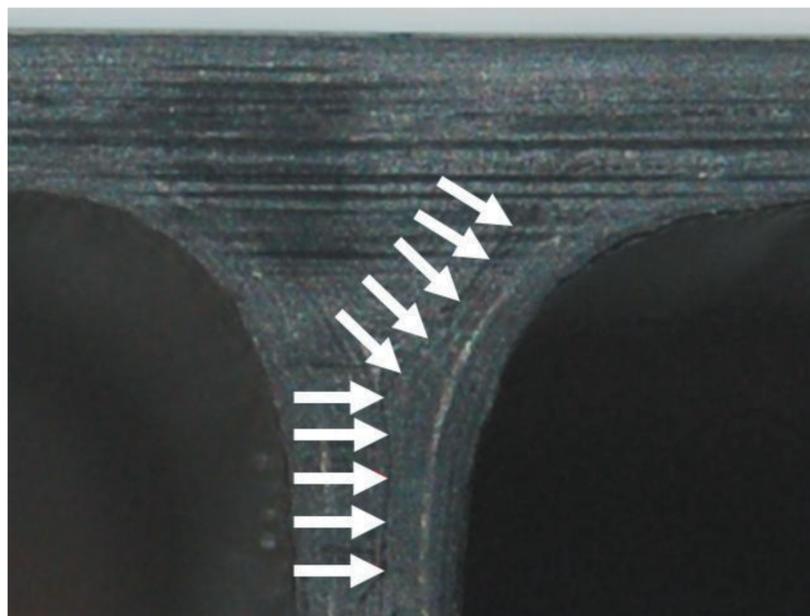


Рис. 4. Пример расслоения на боковой поверхности (торец А) исследуемого образца.

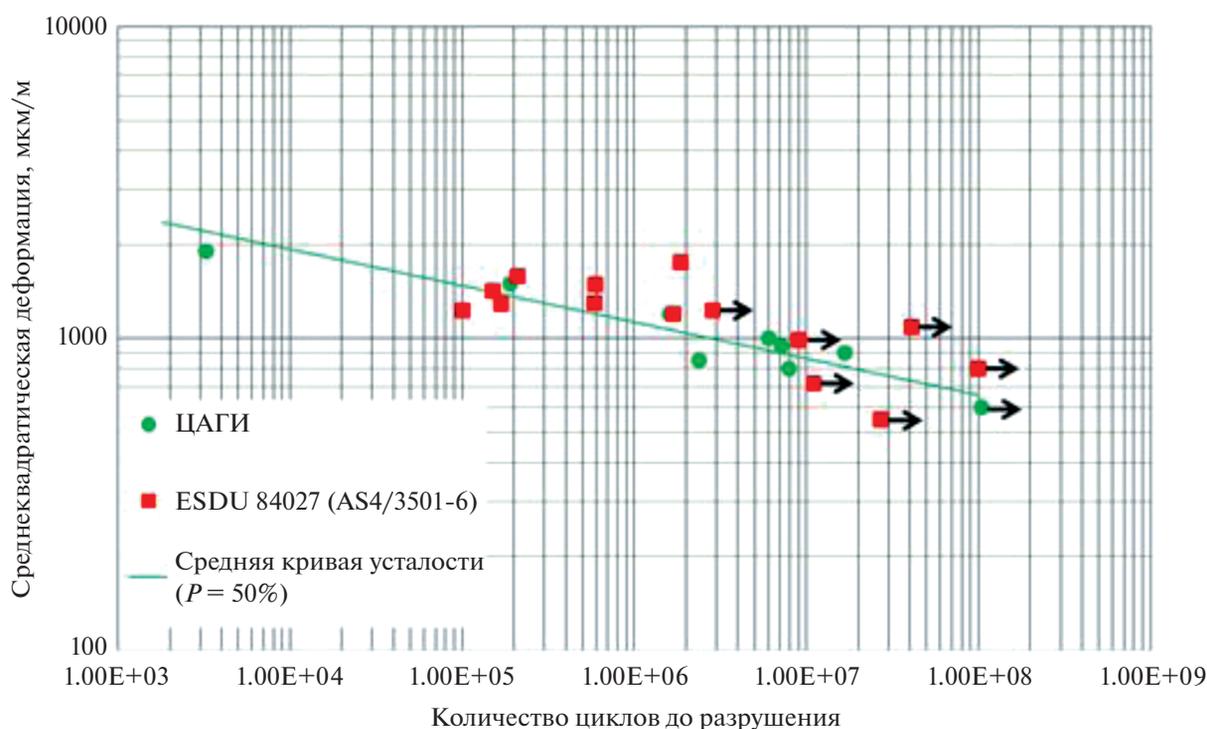
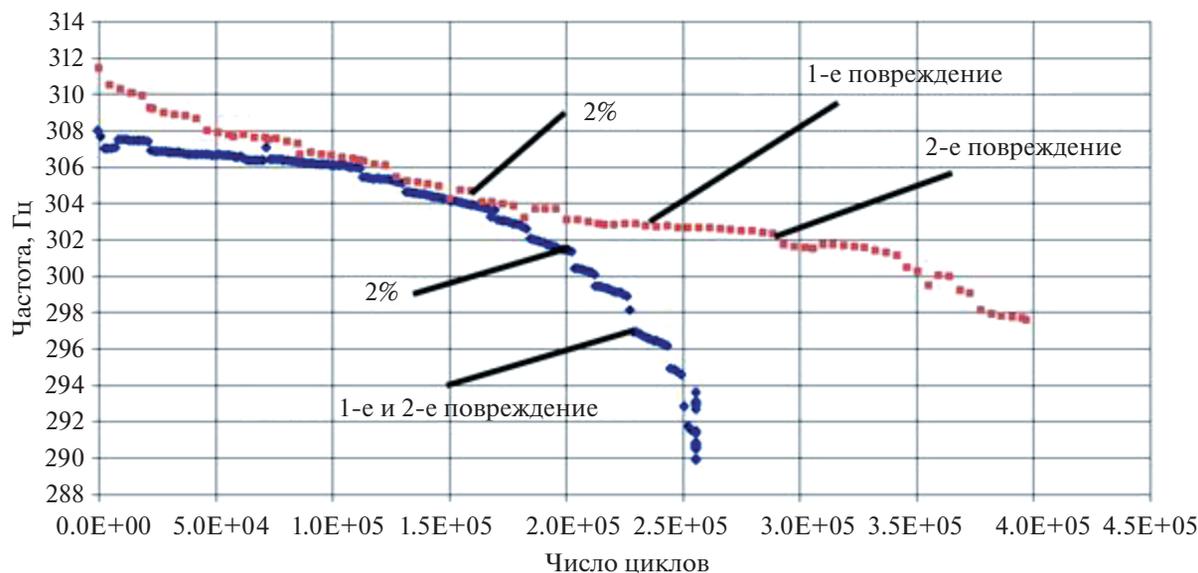


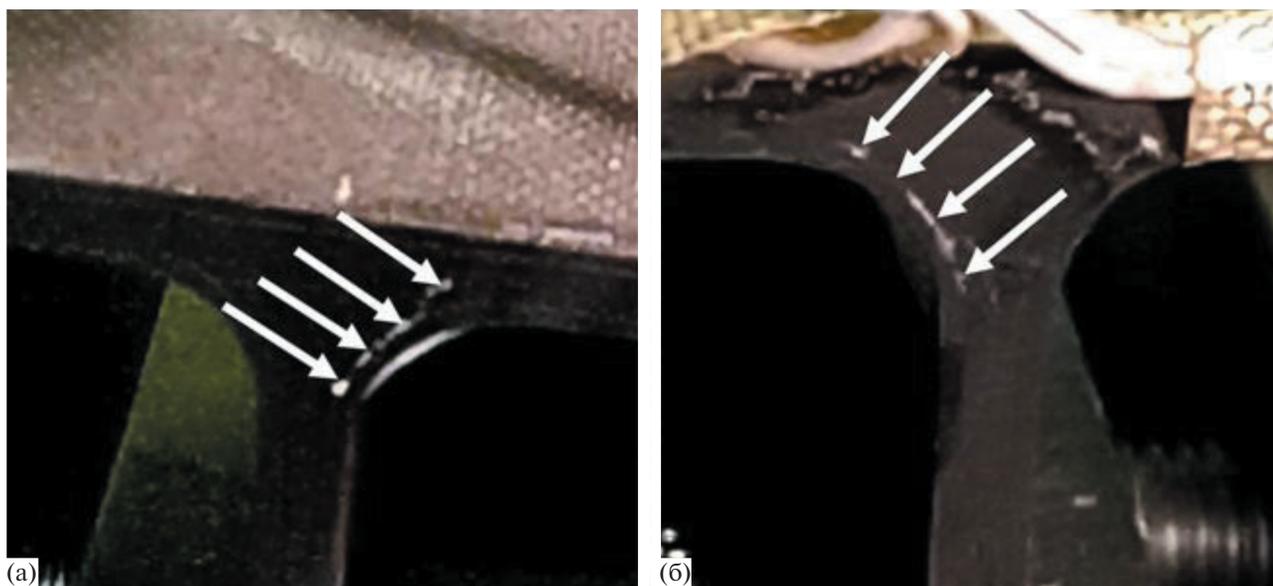
Рис. 5. Сравнение усталостных кривых для исследуемого композитного соединения с данными ESDU для конструктивно подобных образцов типа интегральный стрингер.

моментами обнаружения выхода повреждений на одну или две боковые поверхности образца. В остальных случаях наблюдается монотонное падение частоты. Зависимости изменения частот для образцов с ударом по виду не отличаются от

зависимостей, полученных для образцов без удара [10]. Для четырех рассмотренных образцов падение частоты достигло 2%, прежде чем был обнаружен выход повреждения на одну из внешних поверхностей. Также в 4-х случаях внешнее по-



**Рис. 6.** Зависимость резонансной частоты от числа циклов для двух исследуемых образцов с ударом (красная кривая – 10 Дж, синяя кривая – 5 Дж).



**Рис. 7.** Пример расслоения на боковой поверхности исследуемого образца с предварительно нанесенным ударным повреждением: (а) – торец А, (б) – торец Б.

повреждение было обнаружено до достижения частотой пороговой величины, лежащей на 2% ниже начального значения. В одном случае эти события совпали.

По результатам испытаний на момент обнаружения выхода повреждения на один из торцов падение частоты лежало в пределах от 0.2 до 4.4% от начального значения. Соответственно, на момент выявления повреждений на 2-й поверхности падение частоты достигало значений от 1.8 до 4.9%.

Таким образом, было установлено, что хотя критерий разрушения, основанный на 2%-ом снижении собственной частоты, является широко применимым в практике проведения вибрационных испытаний, он не всегда является надежным индикатором реального повреждения исследуемого образца, в том числе и визуально обнаруживаемого расслоения на боковой поверхности.

Для построения усталостной кривой в случае образцов с начальными ударными повреждения-

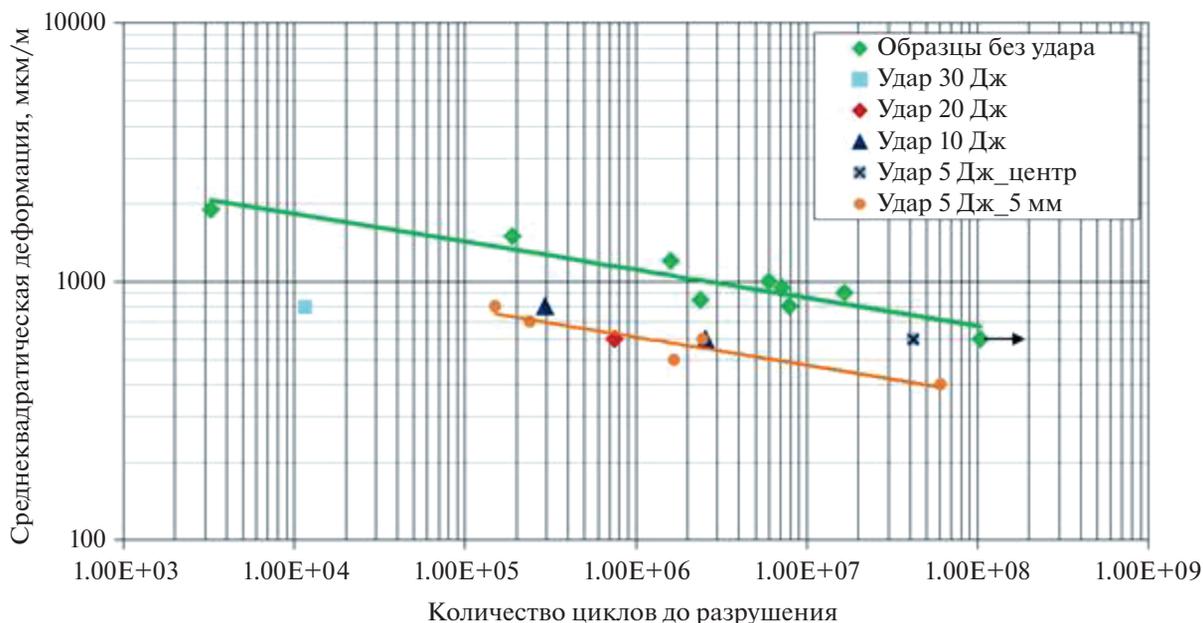


Рис. 8. Сравнение усталостной кривой для образцов без предварительно нанесенных ударных повреждений с усталостной кривой для образцов с предварительно нанесенными ударными повреждениями.

ми использовались результаты испытаний образцов, для которых удары с энергией 5 Дж были нанесены в зону максимальных деформаций. Данные образцы испытывались на 5-ти уровнях нагружения, соответствующих среднеквадратичным значениям деформаций от 400 до 800 мк. На рис. 8 представлено сравнение построенных усталостных кривых для образцов в исходном состоянии и образцов с ударными повреждениями. В качестве критерия разрушения при построении кривых усталости в обоих случаях принято визуально обнаруживаемое расслоение на одной из боковых поверхностей образца.

Из представленных данных видно, что кривая усталости образцов с ударом практически эквидистанта кривой усталости для образцов без удара. Значение коэффициента наклона кривой усталости составляет  $m \approx 9.2$ . Долговечность при наличии ударного повреждения в данном случае снижается более чем в 240 раз.

Уравнения полученных кривых усталости для образцов без удара и с ударом соответственно могут быть записаны в виде:

$$\text{RMS}\varepsilon = 4996.2N^{-0.109}, \quad (1)$$

$$\text{RMS}\varepsilon = 2754.1N^{-0.109}. \quad (2)$$

#### АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Представленные результаты исследований Т-образов позволяют выявить ряд закономерностей их усталостного поведения при вибра-

ционном нагружении. В частности, вне зависимости от уровня деформаций при испытаниях на усталость, наличия/отсутствия ударного повреждения в образце или энергии удара, мода разрушения во всех образцах остается неизменной — расслоение в зоне радиусного перехода (рис. 1, 4, 7). Таким образом, ударные повреждения не влияют не только на моду разрушения, но и на значение коэффициента наклона кривой усталости, записанной в виде степенной функции (выражения (1) и (2)).

Проводимый во время усталостных вибрационных испытаний мониторинг резонансной частоты образцов позволил выявить определенную закономерность развития повреждений, характерную именно для образцов с предварительно нанесенным ударом. Так, в результате мониторинга 9 образцов с ударными повреждениями различных энергий и мест расположения удара наблюдалось стабильное снижение резонансной частоты от начала циклического нагружения и вплоть до выхода повреждения на обе боковые поверхности образца, что считалось разрушением образца.

Для трех из шести образцов без удара также наблюдалось похожее поведение в виде стабильного снижения резонансной частоты, однако другие три образца показали практически полное отсутствие эффекта снижения резонансной частоты с последующим скачкообразным снижением непосредственно в момент разрушения образца.

Такое усталостное поведение образцов может объясняться тем, что при наличии в образце явно выраженного концентратора напряжения в виде

удара или некоторого необнаруживаемого внутреннего дефекта, накапливаемая в ходе усталостных вибрационных испытаний энергия уходит в раскрытие трещины (расслоения), в результате чего наблюдается ее стабильный рост по направлению к боковым сторонам образцов.

В то же время для образцов без концентратора напряжения эта энергия, вероятнее всего, вызывает микроповреждения композитной матрицы, которые на первом этапе не влияют на жесткость всего образца, но затем объединяются в одно большое повреждение, в результате чего возникает скачкообразный рост расслоения и, как следствие, снижение жесткости, что приводит к снижению резонансной частоты образца.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований виброакустического нагружения для композитного соединения типа “обшивка—стрингер” (Т-образец) были определены механизмы возникновения и развития повреждений в образцах такого типа. Рассмотрено 2 различных критерия разрушения, в том числе появление видимого расслоения на одной или двух боковых поверхностях и 2%-ное снижение резонансной частоты образца. Данные критерии основаны на результатах мониторинга развития повреждений в образце в процессе усталостных вибрационных испытаний, в том числе с помощью методов визуального контроля и мониторинга изменения резонансной частоты образца.

По результатам экспериментальных исследований построены кривые усталости для композитного соединения типа “обшивка—стрингер” в случае образцов без предварительно нанесенных ударных повреждений и с предварительно нанесенными ударными повреждениями. Выполнено сравнение полученных кривых усталости для образцов без предварительно нанесенных повреждений с данными из ESDU [4, 10] для конструктивно подобных образцов типа интегральный стрингер, которое показало, что усталостное поведение рассмотренного концентратора, а именно композитного соединения “обшивка—стрингер”, имеет схожий характер, несмотря на различные материалы, из которых были изготовлены образцы.

При помощи сравнения кривых усталости для образцов с предварительно нанесенными ударными повреждениями и для образцов без предварительно нанесенных повреждений было проанализировано влияние ударных повреждений на усталостные характеристики исследуемого композитного соединения типа “обшивка—стрингер”.

Полученные по результатам данной работы закономерности могут быть полезны при создании

расчетных моделей развития повреждений в конструкциях из ПКМ при виброакустическом нагружении.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 21-71-30016. Валидация виброакустических методов измерения проводилась на базе УНУ “Заглушенная камера с потоком АК-2” ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Clarkson B.L.* Review of Sonic Fatigue Technology // NASA Contractor Report 4587. 1994.
2. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Авиационные правила. Ч. 25 (АП-25).
3. *Thomson A.G.R.* Acoustic fatigue design data. AGAR-Dograph 162. 1972.
4. ESDU Engineering Data: Acoustic Fatigue Series. V. 1. General, endurance under acoustic loading; V. 2. Loading actions, damping; V. 3. Stress/strain response of plate structures; V. 4. Natural frequencies of plate structures; V. 5. Natural frequencies of shell structures.
5. *Панкратов А.И., Врачев А.В., Григорьев А.А., Макаревич В.И., Мозжерова Н.А., Николаев В.С.* Руководство для конструкторов по проектированию самолетов. Т. 3. Прочность самолета. Книга 4. Усталостная прочность. Ресурс и надежность планера самолета. Выпуск 9. Методика испытания авиационных конструкций при акустическом нагружении. ЦАГИ. Инв. № 1292. 1981.
6. *Xiao Y., White R.G., Aglietti G.S.* An experimental characterization of the acoustic fatigue endurance of GLARE and comparison with that of CFRP // Composite Structures. 2005. V. 68. P. 455–470.
7. *Xiao Y., White R.G., Aglietti G.S.* Comparison of structural response and fatigue endurance of aircraft flap-like box structures subjected to acoustic loading // J. Acoust. Soc. Am. 2005. V. 117. № 5. P. 2820–2834.
8. *Ajaj R.M., Allegri G., Isikveren A.T.* Conceptual design and sizing of airframe panels according to safe-life acoustic fatigue criteria // Aeronautical J. 2011. V. 114. № 1162. P. 15–27.
9. *Денисов С.Л., Медведский А.Л.* Отклик ортотропных пластин на широкополосное акустическое воздействие при различных видах взаимной спектральной плотности действующей нагрузки // Механика композиционных материалов. 2012. Т. 18. № 4. С. 527–543.
10. ESDU 84027: Endurance of Fiber-Reinforced Composite, Laminated Structural Elements Subjected to Simulated Random Acoustic Loading. 16 (2014).
11. *Di Spirito G.* Acoustic Fatigue Analysis Of Composite Outboard And Inboard Flap Of A Commercial Aircraft. Ph.D Thesis, University of Naples Federico II. July 2015.

12. *Uz C., Ata T.T.* Acoustic fatigue and dynamic behavior of composite panels under acoustic excitation // Conf. Proc. Of The Society For Experimental Mechanics Series. Jan. 25–26, 2016. P. 219–229. Orlando, Florida.
13. *Dubinskii S.V., Safonov A.A.* Composite-Friendly Approach to Certification of Advanced Materials and Fabrication Methods Used in Aviation Industry // J. Machinery Manufacture and Reliability. 2017. V. 46. № 5. P. 501–506.  
<https://doi.org/10.3103/s1052618817050041>
14. *Дубинский С.В., Севастьянов Ф.С., Голубев А.Ю., Денисов С.Л., Костенко В.М., Жаренов И.А.* Расчетно-экспериментальное исследование влияния виброакустических нагрузок на прочность композитного соединения // Акуст. журн. 2019. Т. 65. № 4. С. 460–470.
15. *Langley R.S.* On the Forced Response of One-Dimensional Periodic Structures: Vibration Localization by Damping // J. Sound Vib. 1994. V. 178. P. 411–428.
16. *Langley R.S.* A Dynamic Stiffness Technique for the Vibration Analysis of Stiffened Shell Structures // J. Sound Vib. 1992. V. 156. P. 521–540.
17. *Селихов А.Ф., Сеник В.Я., Хлебникова И.Г.* Методика статистического анализа характеристик выносливости, прочности, живучести планера самолета. Руководство для конструкторов по проектированию самолетов. Т. III. Книга 4. Вып. II. Издательский отдел ЦАГИ. 1979. 72 с.