

СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КЕССОНА КОМПОЗИЦИОННОГО КРЫЛА САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ И ТЕНЗОМЕТРИИ

© 2020 г. А.Н. Серьезнов¹, Л.Н. Степанова^{1,2,*}, А.С. Лазненко¹, С.И. Кабанов¹,
В.Л. Кожемякин¹, В.В. Чернова^{1,2}

¹ ФГУП Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С.А. Чаплыгина, Россия 630051
Новосибирск, ул. Ползунова, 21

² Сибирский государственный университет путей сообщения,
Россия 630049 Новосибирск, ул. Д.Ковальчук, 191

*E-mail: aergroup@ngs.ru

Поступила в редакцию 07.05.2020; после доработки 09.06.2020
Принята к публикации 10.06.2020

Выполнены статические испытания двухлонжеронного кессона крыла из углепластика Т800. Контроль объекта в процессе нагружения осуществлялся с использованием метода акустической эмиссии (АЭ) и тензометрии. В режиме реального времени определялась относительная деформация материала в областях наклейки тензодатчиков (на панелях кессона, стенках лонжеронов и полках стрингеров). Установлены элементы кессона, в которых наблюдалось нелинейное изменение относительных деформаций, а также регистрировались остаточные деформации после снятия нагрузки. Методом АЭ локализованы источники сигналов, координаты которых соответствовали расположению третьей нервюры. Кластеризация зарегистрированных сигналов АЭ по оцифрованной форме позволила сгруппировать их по источникам, соответствующим разрушению конструкции. Показано, что в процессе нагружения кессона крыла наблюдалось увеличение структурного коэффициента сигналов АЭ, соответствующее расслоению углепластика в зоне локации.

Ключевые слова: кессон крыла, углепластик, акустическая эмиссия, статическое нагружение, тензодатчик, тензометрия, локация, кластеризация.

DOI: 10.31857/S0130308220080023

ВВЕДЕНИЕ

Проведение натурных испытаний авиационных композиционных конструкций с использованием тензометрии и метода акустической эмиссии (АЭ) позволяет исследовать их прочностные характеристики и сделать выводы об уровне деформаций при заданных нагрузках, выделить зоны дефектов, определить их координаты и степень опасности [1—10].

Локация источников сигналов АЭ осуществляется в режиме реального времени, когда конструкция находится под нагрузкой. Сигналы АЭ обладают высокой информативностью и связаны с деформацией объектов [11—15]. Конструкции, выполненные из композиционных материалов (КМ), методом АЭ диагностировать сложно, так как их материал характеризуется неоднородностью структуры, анизотропией свойств, разнообразием типов армирования.

Дефекты в КМ классифицируются по степени опасности на четыре группы. Первая группа связана с дефектами, полученными при низкой степени отверждения полимерной матрицы. При этом снижается теплостойкость, ухудшается влагостойкость, изменяется характер разрушения материала при статическом, циклическом и ударном нагружении. Ко второй группе дефектов относятся расслоения. При сжатии материала с расслоением прочность может снижаться в зависимости от глубины залегания расслоения и его размеров. К третьей группе относятся трещины, которые нарушают целостность композита и могут привести к расслоению материала углепластика. Четвертую группу составляют сколы, надрезы, отверстия, уменьшающие несущую способность конструкции [2].

Исследуемый кессон крыла нового композиционного самолета был выполнен из углепластика Т800 с использованием автоклавного формования (рис. 1). Он представлял собой конструкцию балочного типа с передней и задней стенками и с обшивкой кессона, которая воспринимала нормальные и касательные деформации. Изгибающий момент воспринимался, в основном, обшивкой и стрингерами. Стрингер — продольный силовой элемент Т-образного сечения из углепластика, образующий совместно с обшивкой монолитную силовую панель крыла. Он предназначен для восприятия осевых усилий растяжения и сжатия. Нервюра — это элемент поперечного силового набора каркаса крыла, оперения и других частей летательного аппарата, предназначенный для придания им формы профиля.

Приоритетной задачей микропроцессорной многоканальной тензометрической системы, используемой при прочностных испытаниях конструкций, является запись и обработка сигналов с тензодатчиков в режиме реального времени с выдачей средних относительных деформаций для многослойной композиционной конструкции. Непрерывная запись показаний тензодатчиков, отображаемая на экране монитора, позволяют определять характер изменения деформаций конструкции при нагружении [16, 17].

Для определения координат дефектов при контроле авиационных конструкций из углепластика в процессе прочностных испытаний или эксплуатации применяют метод АЭ. Он обладает высокой чувствительностью и эффективен при контроле ранней стадии развития дефектов [1—7].

Для авиационных конструкций, изготовленных из углепластиков, характерна низкая межслоевая прочность. В процессе прочностных испытаний тонкостенных авиационных конструкций из КМ могут возникать деформации изгиба, кручения, потеря устойчивости, вызванные особенностями конструкции, ошибками ее проектирования, влиянием нагружающей оснастки, приводящие к незаметным разрушениям. Поэтому задача исследования прочности композиционного кессона крыла из углепластика с применением тензометрии и метода АЭ является актуальной [1—4, 6, 7, 17—21].

Цель работы — прочностные исследования композиционного кессона крыла самолета при статическом нагружении с использованием тензометрии и метода АЭ.

МЕТОДИКА СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КЕССОНА КРЫЛА

Проведены испытания двухлонжеронного кессона крыла из углепластика Т800, изготовленного автоклавным методом. На рис. 1а, б показаны геометрические размеры и расположение люков на нижней панели конструкции. В процессе нагружения осуществлялся контроль зон разрушения. Для этого на панели кессона устанавливались тензодатчики, тензорозетки и две пьезоантенны (рис. 1в), каждая из которых состояла из четырех преобразователей акустической эмиссии (ПАЭ).

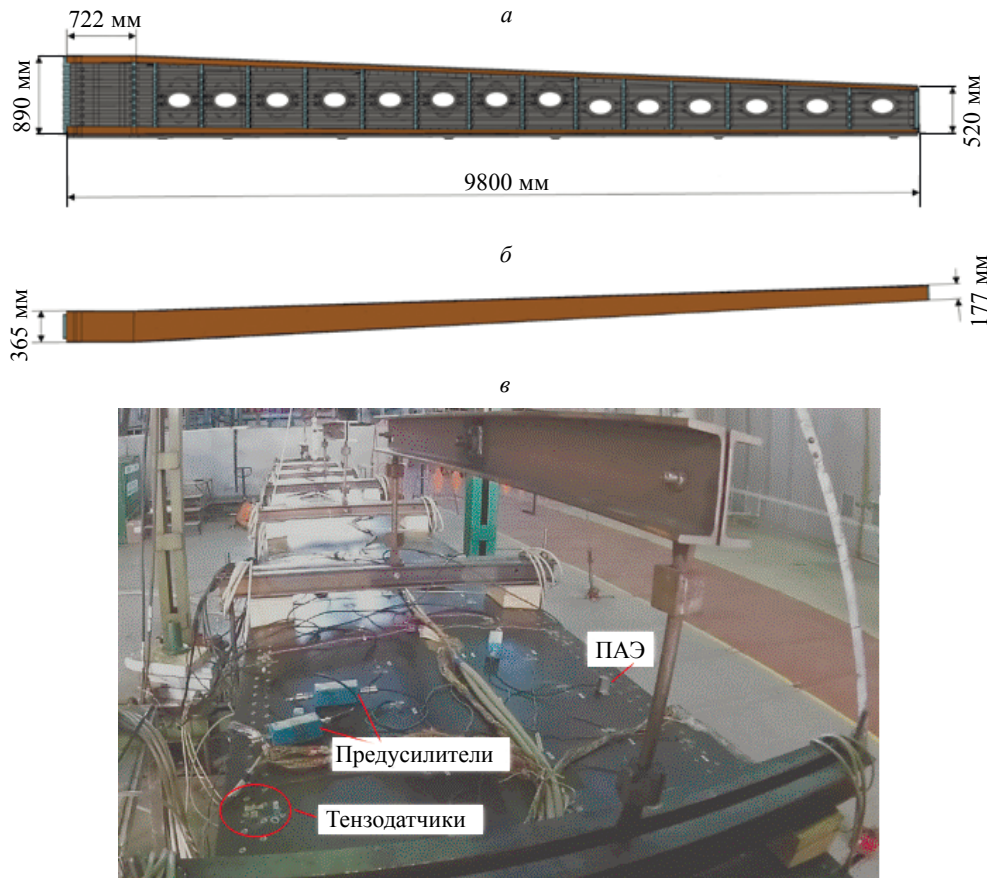


Рис. 1. Геометрические размеры кессона крыла:
а — вид снизу; б — вид сбоку; в — фотография кессона.

Нагружение конструкции кессона осуществлялось ступенями по $\Delta P = 5,49$ кН от ненагруженного состояния до максимального значения, равного $P_{\text{макс}} = 43,95$ кН. Для проведения испытаний конструкции в ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» был разработан стенд, моделирующий условия заделки кессона и реализующий консольную схему нагружения (рис. 2).

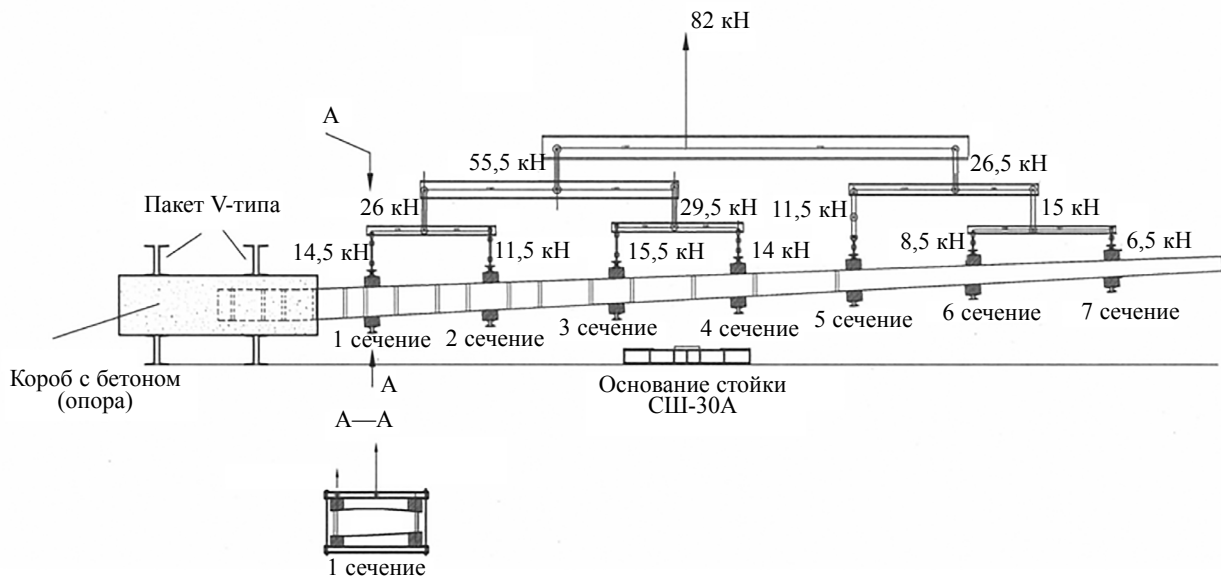


Рис. 2. Схема нагружения кессона крыла.

На рис.3а, б приведены схемы установки тензодатчиков, тензорозеток и ПАЭ на верхней и нижней панелях кессона крыла.

Для проведения тензометрии на панелях кессона, стенках лонжеронов и полках стрингера были наклеены 293 сертифицированных проволочных тензодатчика типа ПКС-8 сопротивлением $R = 120$ Ом, базой $L = 10$ мм, коэффициентом тензочувствительности $K = 2,12$ (свидетельство Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии RU.C.28.007A № 54961, регистрационный номер 57245—14).

Регистрация тензометрической информации осуществлялась сертифицированной микропроцессорной тензометрической системой ММТС-64.01 класса точности 0,2 (свидетельство Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии RU.C.28.007A № 10749, регистрационный номер 21760—01) [17].

Опрос тензодатчиков проводился в непрерывном режиме с частотой дискретизации, равной 2,5 Гц. Непрерывная запись показаний тензодатчиков, установленных в опасных с точки зрения прочности зонах, позволила не только определять уровень напряжений в конструкции, но и оценивать его деформированное состояние при нагружении. После снятия нагрузки определялись остаточные деформации.

В реальном масштабе времени строилась диаграмма, по которой оценивалось начало процесса потери устойчивости конструкции кессона и принималось решение о продолжении или прекращении дальнейшего нагружения. На рис. 4 приведены экспериментальные зависимости изменения относительных деформаций от нагрузки, полученные при нагружении композиционного кессона крыла самолета.

Анализ показал, что максимальные значения деформации растяжения были зарегистрированы в области наклейки тензодатчиков 40 и 39, а максимальные значения деформации сжатия — в области наклейки тензодатчиков 106, 109 и 111 (рис. 4а). Для тензодатчиков 6 и 9 отмечалось нелинейное изменение зависимости относительных деформаций, происходящее под нагрузкой, равной 27,5 и 38,43 кН соответственно.

При выдержке кессона на последней ступени нагружения при нагрузке, составляющей 43,95 кН, относительные деформации, полученные по показаниям тензодатчика 39, уменьшались с $2,9 \cdot 10^{-3}$ до $2,79 \cdot 10^{-3}$.

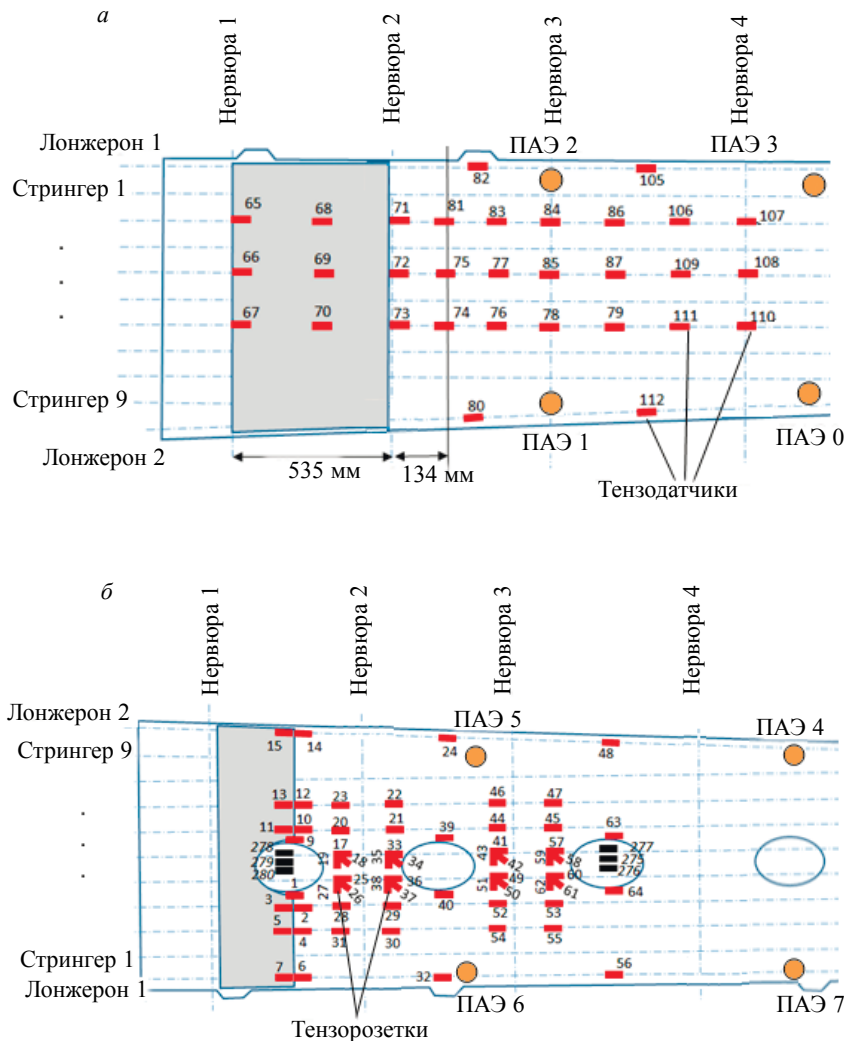


Рис. 3. Схемы установки тензодатчиков, тензорозеток и пьезоантенн на верхней (а) и нижней (б) панелях кессона крыла.

При этом деформации, зарегистрированные тензодатчиками 1 и 40, при переходе от нагрузки 38,43 кН к нагрузке 43,95 кН возрастали. Однако при достижении нагрузкой величины 43,95 кН от ненагруженного состояния, регистрируемые деформации уменьшались, а деформации, зарегистрированные тензодатчиком 9, увеличивались от $2,25 \cdot 10^{-3}$ до $2,31 \cdot 10^{-3}$.

На рис. 4б показаны графики зависимости относительных деформаций в процессе разгрузки кессона при нагрузках $P = 5,49$ кН и $P = 0$ кН. Отмечалось, что показания тензодатчиков 6 и 39 при нагрузке $P = 0$ кН были отличны от нуля. Это означает, что в области их установки присутствовали остаточные деформации.

Для регистрации сигналов АЭ на конструкцию кессона устанавливались две пьезоантенны. Зона 0, ограниченная ПАЭ 0—ПАЭ 3, располагалась на верхней панели кессона, которая при нагружении испытывала деформацию сжатия (рис. 5а).

Зона 1, в состав которой входили датчики ПАЭ 4—ПАЭ 7, находилась на нижней панели кессона, которая при нагружении испытывала деформацию растяжения (рис. 5б). В процессе испытаний выполнялась локация сигналов АЭ в режиме реального времени (рис. 5, рис. 6) системой СЦАД-16.10 с «плавающим» порогом селекции (свидетельство Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии RU.C.27. 007А № 40707, регистрационный номер в Государственном реестре средств измерений 45154—10).

На верхней панели в зоне 0 (ПАЭ 0—ПАЭ 3) было зарегистрировано 20 сигналов, 9 из которых локализовались (см. рис. 5а). Наибольшая активность сигналов АЭ наблюдалась в зоне 1 с датчи-

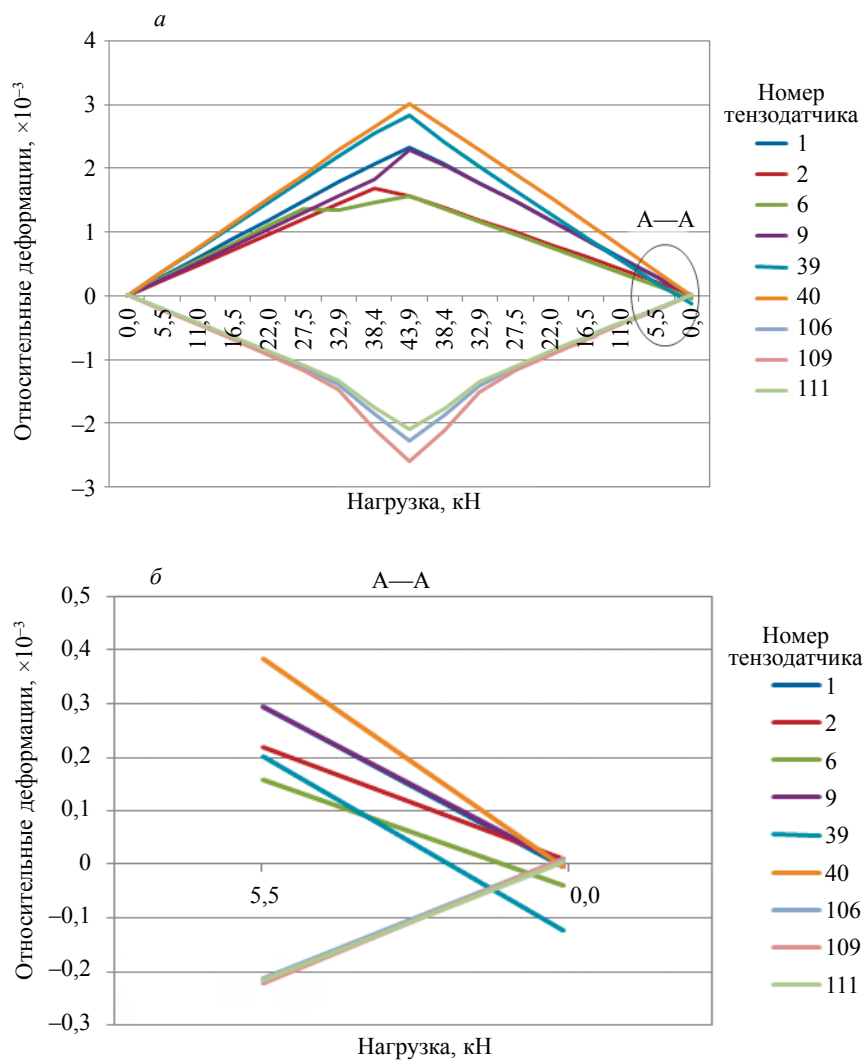


Рис. 4. Зависимости относительных деформаций от нагрузки, полученные в процессе испытаний кессона крыла (а) и на последних ступенях разгрузки (б).

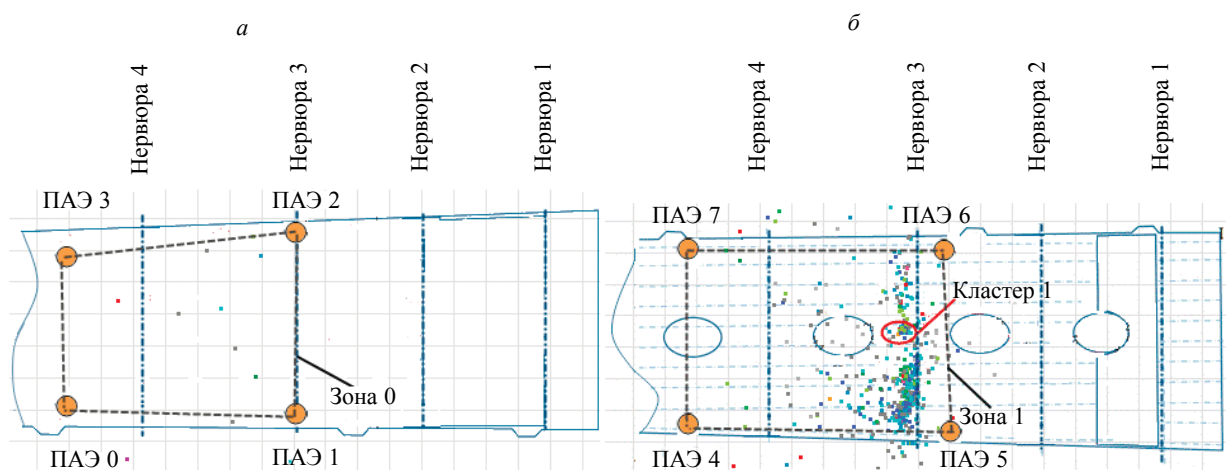


Рис. 5. Локация сигналов АЭ на верхней (а) и нижней (б) панелях кессона крыла.

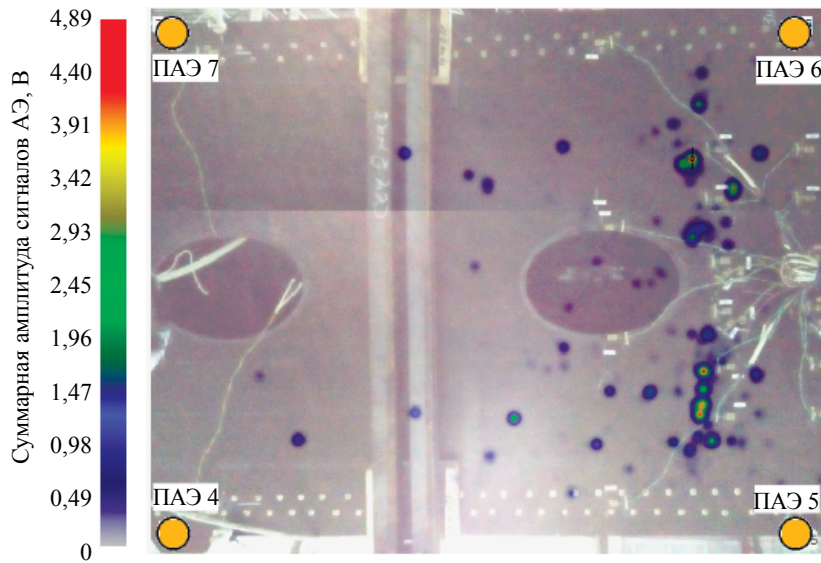


Рис. 6. Фотография нижней поверхности кессона крыла с зоной локации сигналов АЭ.

ками (ПАЭ 4—ПАЭ 7) (см. рис. 5б). Из 911 сигналов АЭ было локализовано 498. Начало локации соответствовало четвертой ступени нагружения при нагрузке, равной $P = 21,96$ кН. При анализе координат сигналов АЭ отмечалась активная локация в области установки акустических датчиков ПАЭ 5 и ПАЭ 6 (см. рис. 5б), что соответствовало расположению третьей нервюры. На рис. 6 приведена фотография нижней панели кессона, на которой показаны источники сигналов АЭ. Такие источники наблюдались между акустическими датчиками ПАЭ 5 и ПАЭ 6 вдоль третьей нервюры.

ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Для обработки АЭ-информации в режиме реального времени используются различные методы кластеризации [20]. Они позволяют разделять сигналы по месту их локации и степени энергетической активности. При выборе метода кластеризации необходимо обеспечить как требуемое быстродействие, так и точность локации дефектов. Надежным является метод кластеризации по цифровой форме, так как она является наиболее полной характеристикой, описывающей сигнал АЭ. При этом рассчитываются максимумы коэффициентов корреляции, что приводит к большим временным затратам. Поэтому кластеризация по цифровой форме используется в период постобработки, когда закончен процесс нагружения конструкции и зарегистрирована информация с датчиков [20]:

$$R_{i,k} = \max_a \frac{\sum_{l=1}^N U_{m_i}^l U_k^{l+a}}{\sqrt{\sum_{l=1}^N (U_{m_i}^l)^2 \sum_{l=1}^N (U_k^{l+a})^2}},$$

где $R_{i,k}$ — коэффициент корреляции «текущий — опорный» сигналы кластера; U_k^l — отсчет с индексом l текущего сигнала АЭ с номером k ; $U_{m_i}^l$ — отсчет с индексом l опорного сигнала АЭ; N — количество отсчетов в «окне» расчета корреляции; a — смещение, в пределах которого он рассчитывается.

При испытании кессона крыла в кластер 1 попало наибольшее количество сигналов АЭ, имеющих подобную цифровую форму и относящихся к одному источнику. При обработке результатов кластеризации важно рассматривать время регистрации сигналов АЭ, так как это позволяет анализировать активность дефектов в процессе нагружения.

При использовании кластерного анализа по цифровой форме достигалась высокая точность определения зоны локации сигналов. В кластер 1 были распределены 25 сигналов АЭ, зарегистрированных при увеличении нагрузки от $P = 32,94$ кН до $P = 38,43$ кН. В процессе нагружения раз-

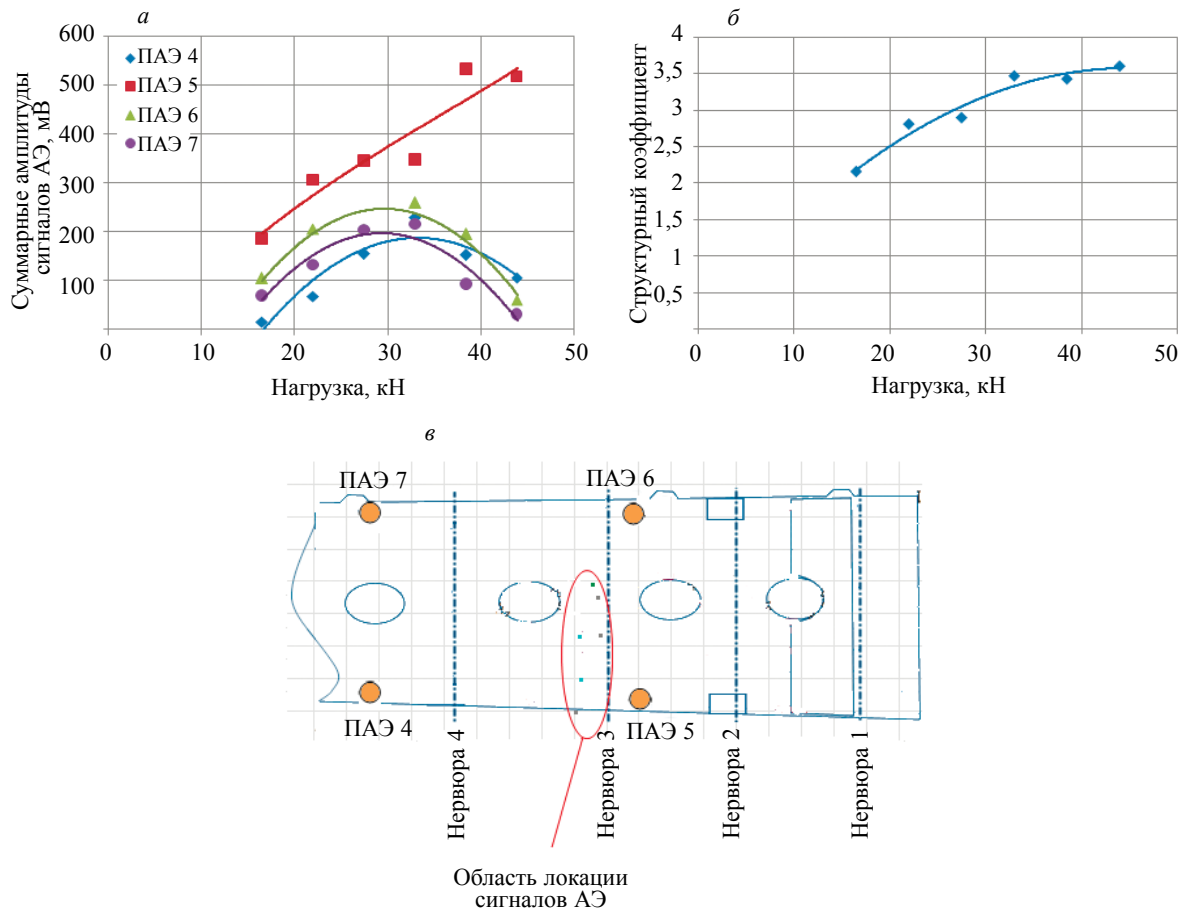


Рис. 7. Зависимость средних значений амплитуды (а) и структурного коэффициента (б) от нагрузки; в — локация сигналов АЭ в зоне 1 при повторном нагружении.

брос времен прихода сигналов АЭ на ПАЭ не наблюдался, т.е. источники дефектов были активны только в момент нагружения кессона при увеличении нагрузки в области расположения третьей нервюры (см. рис. 5б). Установлено, что наибольшие амплитуды сигналов АЭ регистрировались акустическим датчиком ПАЭ 5 (рис. 7а). При этом увеличение нагрузки приводило к росту амплитуды сигналов АЭ. На других датчиках зоны 1 (см. рис. 5б) до нагрузки $P = 32,94$ кН амплитуды увеличивались, после чего происходило их уменьшение (рис. 7а).

При повторном нагружении кессона до нагрузки $P_{\text{макс}} = 43,95$ кН было зарегистрировано 18 сигналов АЭ, из них 6 сигналов локализовались в зоне 1 (рис. 7в). В зоне 0 (см. рис. 5а), образованной акустическими датчиками ПАЭ 0—ПАЭ 3, сигналов не наблюдалось. Полученные результаты объясняются действием эффекта Кайзера, при котором в конструкции не наблюдаются сигналы АЭ до тех пор, пока не будет превышена предварительно приложенная нагрузка. Таким образом, при повторном нагружении кессона крыла не происходило образование новых дефектов.

Для анализа изменения структуры сигналов АЭ и оценки типа дефекта был рассчитан структурный коэффициент P_{D32} по формуле [14]:

$$P_{D32}(f) = \frac{\max D_3}{\max D_2},$$

где D_3 , D_2 — наборы коэффициентов вейвлет-разложения 3-го и 2-го уровней детализации, соответствующие полосам частот (125—250) кГц и (250—500) кГц.

Для определения типа дефекта проводился большой объем прочностных испытаний образцов, изготовленных из углепластика Т800 с использованием автоклавного формования. При этом в зону контроля наклеивались тензодатчики, которые регистрировали деформации, соответствующие разрушению матрицы при растяжении и сжатии образца. После этого анализировалась форма сигнала

лов АЭ из зоны локации и вычислялся структурный коэффициент $P_{D32}(f)$. Затем выполнялось нагружение до нагрузки, при которой тензодатчики регистрировали деформацию, соответствующую разрушению волокна. После этого определялись структурные коэффициенты сигналов АЭ и строились их зависимости от нагрузки. Было установлено, что уменьшение структурного коэффициента при увеличении нагрузки соответствовало разрушению матрицы, а его увеличение — разрушению волокна [18, 21].

В процессе нагружения кессона крыла структурный коэффициент P_{D32} увеличивался (рис. 7б). Это соответствовало смещению энергии сигналов АЭ в область низких частот. Кроме того, при нагрузке $P = 21,96$ кН начинали регистрироваться сигналы АЭ с частотой (110—170) кГц, что соответствовало доминантному механизму разрушения – расслоению [18, 21]. В исследуемой конструкции такие разрушения могли быть связаны с расслоением в области крепления нервюр и обшивки.

Тензодатчики, установленные в зоне между второй и четвертой нервюрами, регистрировали максимальные деформации сжатия на верхней панели и растяжения — на нижней панели. В зоне локации сигналов АЭ были установлены тензодатчики 79, 86, 87, 106, 109, 111 на верхней панели (см. рис. 3а) и тензодатчики 45, 47, 57—59, 60—62, 53, 55 на нижней панели (см. рис. 3б). Диаграмма записи их показаний в процессе нагружения приведена на рис. 8.

Анализ диаграммы показаний тензодатчиков, попавших в зону локации, подтверждает нелинейное изменение механических напряжений. Начиная с нагрузки, равной $P = 27,47$ кН, дальнейшее ее увеличение приводило к появлению сигналов со стороны прикорневых сечений кессона в зоне между второй и четвертой нервюрами.

Максимальные значения деформации сжатия зарегистрированы тензодатчиками 79, 87, 109, 111, установленными на верхней сжатой панели кессона в зоне между третьей и четвертой нервюрами по четвертому и шестому стрингерам.

При этом максимальные деформации растяжения зарегистрированы не в зоне массовой локации сигналов АЭ (по третьей нервюре на рис. 5б), а между второй и третьей и третьей и четвертой нервюрами (см. рис. 1). Тензодатчики, установленные на нижней растянутой панели и попадающие в зону локации сигналов АЭ, регистрировали линейное деформирование конструкции (см. рис. 8).

При нагрузке $P = 32,94$ кН наблюдалось нелинейное деформирование, регистрируемое тензодатчиками на верхней панели кессона. При нагрузке, равной $P = 43,95$ кН, относительная деформация сжатия, зарегистрированная тензодатчиком 109 на верхней сжатой панели кессона, превысила значение $2,5 \cdot 10^{-3}$ (см. рис. 8).

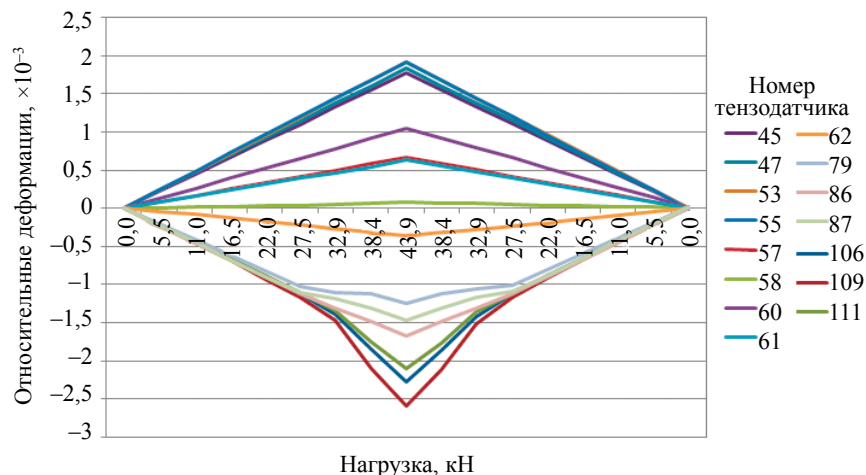


Рис. 8. Зависимости относительных деформаций от нагрузки, полученные по показаниям тензодатчиков, находящихся в зоне локации сигналов АЭ.

После снятия нагрузки и экспресс-анализа данных, полученных тензометрией, было рассмотрено состояние панелей, лонжеронов и стрингеров кессона крыла. После предварительного анализа состояния конструкции установлено, что верхняя панель кессона между второй и четвертой

нервюрами начала терять устойчивость уже при нагрузке $P = 32,96$ кН, о чем свидетельствуют показания тензодатчиков 106, 109, 111, установленных в данной зоне.

Отсутствие массовой локации сигналов на верхней сжатой панели кессона можно объяснить «хрупкостью» КМ, вследствие чего при нагружении происходит появление одиночных дискретных сигналов. В то же время, в растянутой зоне наблюдалась массовая локация сигналов АЭ, что объясняется лучшей восприимчивостью КМ к растягивающим нагрузкам, чем к сжимающим.

Кроме того, при нагружении наблюдалась потеря устойчивости верхней сжатой панели, выпучивание обшивки между «клеток» стрингеров и нервюр. При потере устойчивости деформации распределялись неравномерно: в непосредственной близости от стрингеров они были равны деформации стрингера, а в середине клетки — критической деформации обшивки.

ВЫВОДЫ

1. Выполнено статическое нагружение кессона крыла нового самолета из углепластика Т800 ступенями через интервал $\Delta P = 5,49$ кН от ненагруженного состояния до максимального значения нагрузки $P_{\text{макс}} = 43,95$ кН с последующей ступенчатой разгрузкой. Осуществлялся контроль за конструкцией с использованием тензометрии и метода АЭ. Это позволило в режиме реального времени оценивать относительные деформации локализованных дефектов и определять их координаты в процессе испытаний.

2. С использованием тензометрии определены области кессона, в которых при увеличении нагрузки более 27,5 кН наблюдалось нелинейное изменение относительных деформаций растяжения, измеряемых тензодатчиками 39, 40. После его разгрузки определялись остаточные деформации в зоне установки тензодатчиков 6 и 9. Данные тензодатчики были расположены в области люка и в зоне закрепления конструкции кессона. Максимальные деформации сжатия регистрировались тензодатчиками 106, 109, 111, расположенными между третьей и четвертой нервюрами. Кроме того, установлено, что в области расположения люков при нагрузке 43,95 кН значения относительных деформаций сжатия были максимальными и критическими для исследуемой конструкции.

3. Проведенный АЭ-контроль позволил выявить активные источники сигналов АЭ, которые были расположены в области третьей нервюры. Регистрация АЭ-информации началась при превышении нагрузкой значения $P = 21,96$ кН. При кластеризации зарегистрированных сигналов АЭ по их оцифрованной форме был выделен кластер, который локализовался в области третьей нервюры. Анализ изменения структурного коэффициента сигналов АЭ при нагружении показал, что источниками локализованных сигналов были расслоения в области крепления нервюр и обшивки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Lexmann M., Bueter A., Schwarzaupf O.* Structural Health Monitoring of composite aero-space structures with Acoustic Emission // *Journal of Acoustic Emission*. 2018. V. 35. P. 172—193.
2. *Madaras E.* Underscore the NASA role in the development of the non-destructive testing of the composite / NASA Langley research center, scientific department of non-destructive testing of structures and materials. Gempton. VA23681.
3. *Gardoni M., Gianneo A., Gilio M.* A low frequency lamb-waves based structural health monitoring of an aeronautical carbon fiber reinforced polymer composite // *Journal of Acoustic Emission*. 2014. V. 32. P. 1—20.
4. *Ljets D.* Acoustic emission location in composite aircraft structures using modal analysis. University of Glamorgan, 2011. 163 p.
5. *Beckermann G.* Nanofibre veils for high-performance composites // *Insight*. 2016. № 102. P. 39—42.
6. *Барсук В.Е., Степанова Л.Н., Кабанов С.И.* Акустико-эмиссионный контроль дефектов при статических испытаниях конструкции композиционного самолета // *Контроль. Диагностика*. 2018. № 4. С. 14—19.
7. *Барсук В.Е., Анохин Г.Г., Степанова Л.Н., Чернова В.В.* Прочностные испытания элементов авиационных конструкций из углепластика с использованием метода акустической эмиссии и тензометрии // *Полет*. 2016. № 7. С. 53—60.
8. *Зорин В.А.* Опыт применения композиционных материалов в изделиях авиационной и ракетно-космической техники. (Обзор) // *Конструкции из композиционных материалов*. 2011. № 4. С. 44—59.
9. *Гайдачук В.Е., Коваленко В.А.* Уровни дефектов структуры в изделиях из композиционных материалов, возникающих в процессе их производства // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 6 (93). С. 5—12.
10. *Троицкий В.А., Карманов М.И., Троицкая Н.В.* Неразрушающий контроль качества композиционных материалов // *Техническая диагностика и неразрушающий контроль*. 2014. № 3. С. 29—33.

11. Панин С.В., Бурков М.В., Бяков А.В., Любутин П.С., Хижняк С.А. Стадийность локализованной деформации при растяжении образцов из углерод-углеродного композиционного материала с отверстиями различного диаметра по данным акустоэмиссии, картирования деформации на поверхности и тензометрии // Дефектоскопия. 2012. № 10. С. 57—70.
12. Sause Markus G.R. Acoustic emission signal propagation in damaged composite structures // Journal of Acoustic Emission. 2013. V. 31. P. 1—18.
13. Gorman M. Modal AE analysis of fracture and failure in composite materials, and life of high composite pressure vessels // Journal of Acoustic Emission. 2011. V. 29. P. 1—28.
14. Степанова Л.Н., Батаев В.А., Чернова В.В. Исследование разрушения образцов из углепластика при статическом нагружении с использованием методов акустической эмиссии и фрактографии // Дефектоскопия. 2017. № 6. С. 26—33.
15. Hill E., Foti C., Leung N. Neural network burst pressure prediction in tall graphite-epoxy pressure vessels from acoustic emission data // Journal of Acoustic Emission. 2012. V. 30. P. 167—179.
16. Панин С.В., Бурков М.В., Любутин П.С., Алтухов Ю.А., Хижняк С.А. Применение датчиков деформации интегрального типа для оценки усталостной поврежденности углеродных композитов // Дефектоскопия. 2014. № 5. С. 48—59.
17. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н., Кабанов С.И. и др. Тензометрия в транспортном машиностроении. Новосибирск: Наука, 2014. 272 с.
18. Степанова Л.Н., Батаев В.А., Лапердина Н.А., Чернова В.В. Акустико-эмиссионный способ определения типа дефекта структуры образца из углепластика / Патент 2 676 209 РФ, МПК G 01 N 29/14. Заявитель и патентообладатель Сибирский государственный университет путей сообщений. № 2017145888. Заявл. 25.12.2017; опубл. 26.12.2018. Бюл. № 10. 17 с.
19. Раскутин А.Е. Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 5. С. 349—367.
20. Степанова Л.Н., Чернова В.В., Рамазанов И.С. Использование методов кластеризации для обработки акустико-эмиссионной информации // Контроль. Диагностика. 2019. № 8. С. 21—21.
21. Батаев В.А., Степанова Л.Н., Лапердина Н.А., Чернова В.В. Акустико-эмиссионный контроль ранней стадии развития дефектов при статическом нагружении образцов из углепластика // Контроль. Диагностика. 2018. № 8. С. 14—21.