

**ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ
ЭМИССИИ ПРИ КОНТРОЛЕ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

*А.Н. Серьезнов, Л.Н. Степанова, Е.Н. Куликов
Е.Ю. Лебедев, С.И. Кабанов, В.Л. Кожемякин
(ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», Новосибирск)*

Усталостные испытания натурных авиационных конструкций основаны на принципе нагружения нагрузками, действующими на самолет в полете. Автоматизированная система нагружения самолета обеспечивает реализацию большого количества циклов в течение периода времени, который намного короче срока его реальной летной эксплуатации. При таком нагружении конструкции самолета проявляются дефекты, устраняющиеся в процессе выполнения регламентных работ. Конечная цель таких испытаний состоит в определении мест образования критических усталостных повреждений на самолете.

Основным видом дефекта при ресурсных испытаниях авиационных конструкций является усталостная трещина. Образование трещин вызвано циклически изменяющейся нагрузкой в зонах концентрации напряжений (заклепочные и болтовые соединения, галтельные переходы, сварные швы, вырезы и т. д.). Надежность обнаружения усталостных трещин служит основным критерием применимости того или иного метода неразрушающего контроля (НК). В процессе ресурсных испытаний важно зарегистрировать на самом раннем этапе начало возникновения усталостных разрушений и отслеживать их развитие. В зависимости от поставленной задачи испытания производятся либо до полного разрушения конструкции, либо производится ее ремонт и затем испытания продолжаются. Своевременное обнаружение разрушения конструкции является непременным условием при проведении ресурсных испытаний.

Неразрушающий контроль в авиации сегодня – это трудоемкая работа, заключающаяся в выполнении повторных операций для контроля больших участков, таких как клепаные и болтовые соединения внахлест, зоны сварных швов и т. д. [1–4].

Среди методов НК высокую эффективность демонстрирует метод акустической эмиссии (АЭ), который является одним из перспективных методов определения технического состояния конструкций. Он основан на регистрации упругих волн, излучаемых дефектами, развивающимися в нагруженных конструкциях [1–3]. Зародившаяся волна напряжений распространяется в материале конструкции, поступает на вход преобразователей акустической эмиссии (ПАЭ), где преобразуется в электрический сигнал. Сигнал поступает на вход измерительной аппаратуры, фильтруется, усиливается и преобразуется из аналогового в цифровой, который затем вводится в компьютер.

Метод АЭ позволяет с большой достоверностью обнаруживать структурные дефекты и усталостные повреждения в виде трещин на труднодоступных участках конструктивных элементов самолетов. Используя метод АЭ, можно обнаруживать дефекты на ранней стадии их развития, классифицировать повреждения по степени опасности, оценивать остаточный ресурс конструкции [5–6]. При использовании метода АЭ решение о дефектности объекта контроля (ОК) принимается на основе анализа АЭ-информации. При этом минимизируются объемы исследований традиционными методами НК. Основные достоинства метода АЭ состоят в возможности накапливать информацию о динамике возникновения и развития повреждений, в дистанционном интегральном контроле состояния крупногабаритных ОК, выявлении развивающихся, а, следовательно, наиболее опасных дефектов, диагностировании объектов без полной разборки, применении комплексного контроля совместно с другими методами НК. Поскольку парамет-

ры сигналов АЭ связаны с кинетикой разрушения материалов, то применение данного метода дает наиболее объективную информацию о динамическом состоянии дефектов и соответственно о прочности и надежности конструкций. Высокая информативность свидетельствуют об уникальных свойствах метода АЭ. Возможность наложения на параметры АЭ значений величин нагрузок позволяют оценивать динамику параметров сигналов АЭ и зависимости от уровня нагрузки, что при определенных условиях обеспечивает оценку остаточного ресурса [4].

В США метод АЭ используется для мониторинга за ростом дефектов в самолетных конструкциях в полете. В Англии гермофюзеляжи военных самолетов испытываются методом АЭ. При этом в АЭ-системах используется до 350 измерительных каналов [5–6].

Сложность использования метода АЭ для контроля самолетов состоит в том, что такие конструкции являются тонкостенными и многослойными, с множеством заклепок, сварных швов, подкрепляющих элементов, из-за чего возникает дисперсия акустических сигналов, трансформация одного типа колебаний в другой и переотражение. При ресурсных испытаниях с большим числом циклов прирост повреждений за один цикл настолько мал, что сигналы АЭ, вызванные этим приростом находятся ниже порога чувствительности измерительной аппаратуры. Нагружающие устройства при ресурсных испытаниях самолетов, как правило, сами являются источниками акустических шумов. При этом сложно выделить полезные сигналы от развивающейся усталостной трещины из большого потока ложных АЭ-сигналов. Следует также отметить, что решение локационных задач при использовании метода АЭ вызывает много трудностей. Это связано с тем, что при АЭ-контроле более 90 % зарегистрированных сигналов относится к акустическим шумам и помехам. Причем, форма, спектр, основные информативные параметры сигналов АЭ и помех часто совпадают и их сложно разделить. Поэтому данный метод требует тщательной методической проработки. До сих пор большую сложность представляет выделение сигналов АЭ, относящихся к конкретным механизмам разрушения и определение связи их основных параметров с размерами и типом разрушения.

Выбор и исполнение режима нагружения, гарантирующего появление акустической активности дефектов, является одной из наиболее важных методических задач. Вместе с тем сигналы, возникающие в процессе нагружения самолета, от трения различных его конструктивных элементов, как правило, очень похожи по форме и спектру от растущей усталостной трещины и разделить их часто не представляется возможным. Поэтому качество измерений в значительной степени зависит от методики АЭ-контроля, позволяющей тем или иным способом фильтровать ложные сигналы. Для установления различия между источниками сигналов АЭ, связанных с дефектами, и источниками, вызванными трением, недостаточно критериев, основанных на извлечении информации только из формы волны сигнала АЭ. Для этого был разработан метод, использующий вместе с АЭ тензометрию и позволяющий связать время измерения сигнала АЭ с положением цикла нагружения [7–9].

Весьма эффективно показал себя метод АЭ совместно с тензометрией при ресурсных испытаниях панелей самолета [2]. Данные панели включали стрингеры с заклепочными соединениями, панели с люками лазами и с люками установки топливной аппаратуры, а также панели с различными видами стыков.

Для исключения большого разброса точек локализации использовался метод кластеризации событий [11]. Применение кластеризации при обработке сигналов АЭ позволило фильтровать сигналы помехи и получать надежные результаты локализации. Циклические испытания авиационных конструкций характеризуются высокой повторяемостью событий. Поэтому для кластеризации источников сигналов АЭ был выбран метод с использованием корреляционной функции, рассчитываемой по дискретной реализации формы сигналов.

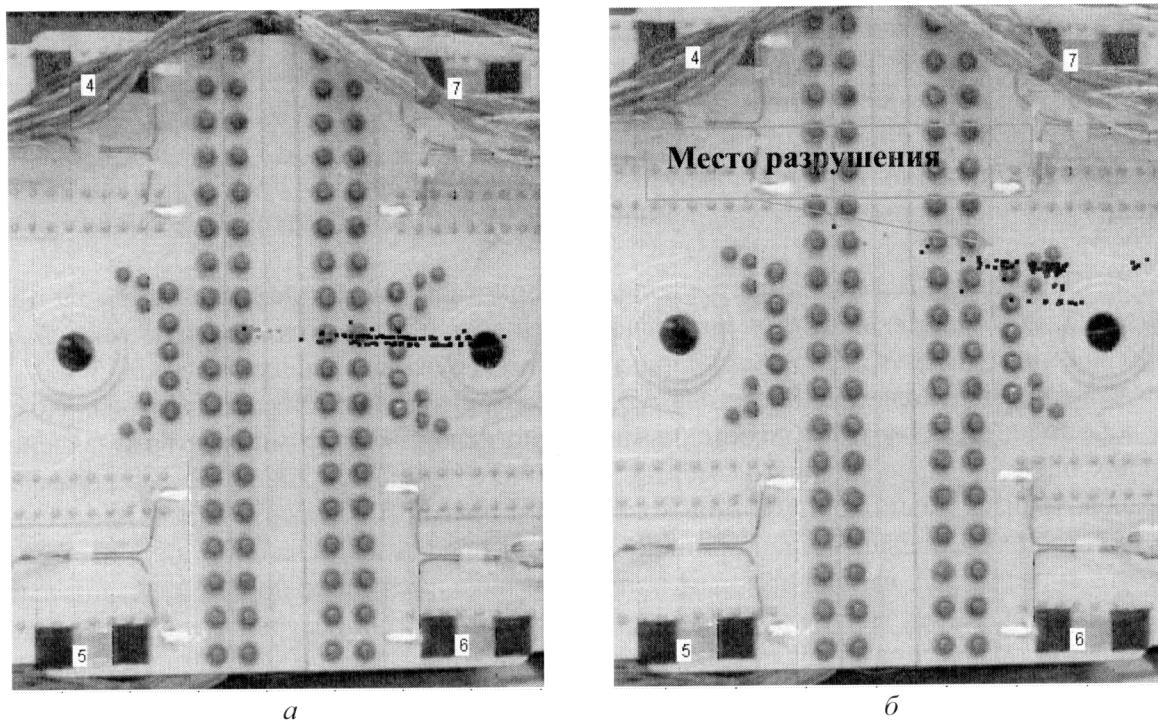
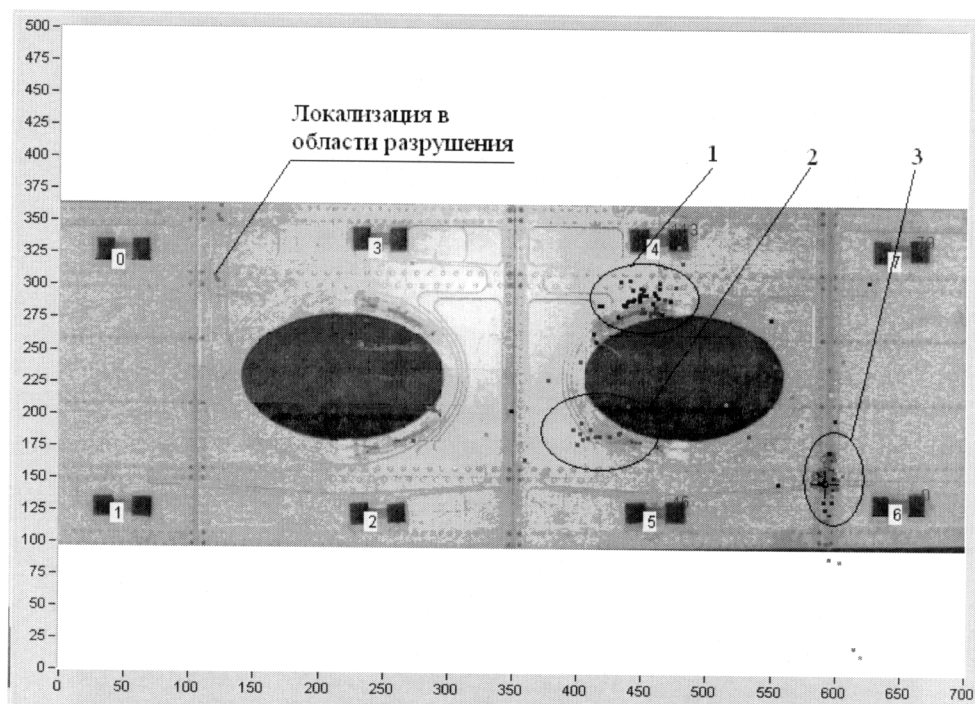


Рис. 1. Повышение точности локализации при использовании вейвлет-фильтрации:
 а – локализации с использованием порогового метода;
 б – с использованием вейвлет-фильтрации

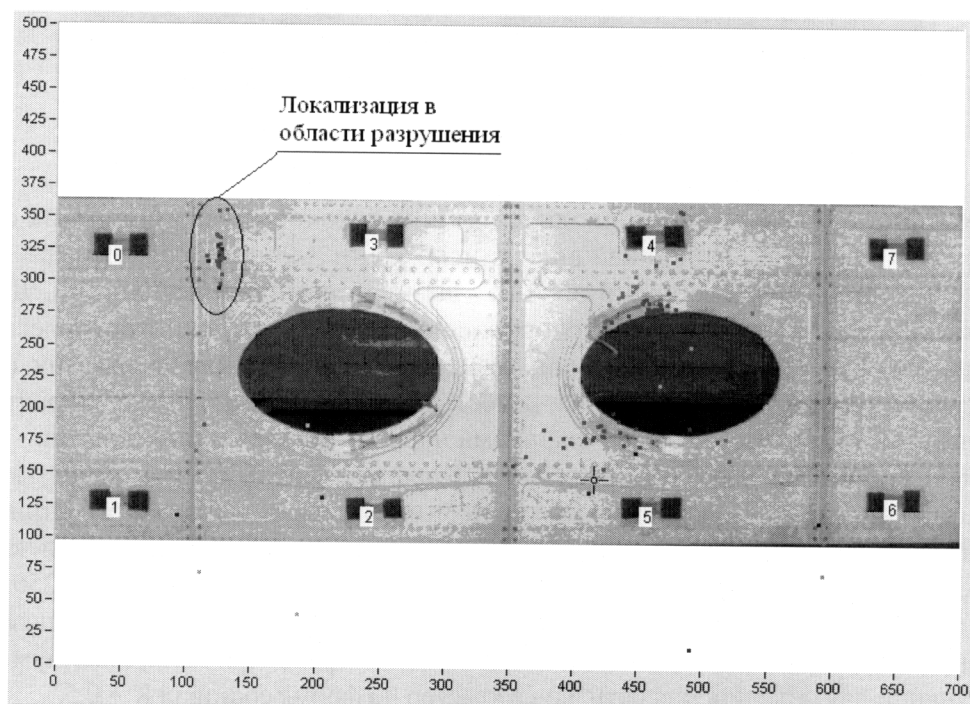
На рис. 1, а показана локализация с использованием порогового метода определения времен прихода на ПАЭ группы коррелированных сигналов АЭ, полученных при испытании панели центроплана самолета с люками установки топливной аппаратуры. На рис. 1, б изображена локализация тех же сигналов после применения к ним вейвлет-фильтрации. Здесь же показано, где при последующих испытаниях усталостная трещина вышла на поверхность. Исследования показали, что использование вейвлет-фильтрации позволяет фильтровать шумы. Это приводит к повышению эффективности при решении задач локализации на авиационных конструкциях. На рис. 2 показана локализация сигналов АЭ на конечном этапе испытаний образца нижней панели центроплана с люками лазами.

Проведенные статические испытания показали, что максимальные деформации и ожидаемые разрушения находятся в районе люков. Поэтому в процессе испытаний использовали две локационные антенны, каждая из которых содержала по четыре ПАЭ. Источники сигналов, отмеченные на рис. 2, а как 1 и 2, находились в области наклеенных тензодатчиков и оставались активными до конца испытаний. Источник, отмеченный точкой 3, находился в зоне, где сигналы генерировались заклепочным соединением. При последующих нагружениях локализация в области источника 3 исчезла. На рис. 2, б приведена область разрушения, первые сигналы из которой локализовались после 120 тыс. циклов нагружения. Для объяснения более раннего появления сигналов АЭ из зоны разрушения применяли корреляционный анализ с поиском сигналов подобной формы. По результатам постобработки сигналов АЭ удалось уточнить момент зарождения усталостной трещины, который произошел после 98 тыс. циклов.

На рис. 3 показан внешний вид стенда, предназначенного для проведения ресурсных испытаний криволинейных панелей фюзеляжа самолета. Нагружение панели фюзеляжа производилось за счет создания внутреннего давления и растяжении вдоль продольной оси фюзеляжа.



а



б

Рис. 2. Локализация сигналов АЭ
на конечном этапе испытаний образца нижней панели центроплана с люкамилазами

При уменьшении давления наблюдалось истечение воздуха из отверстий в исследуемой криволинейной панели и, в основном, регистрировались паразитные сигналы АЭ. При этом практически невозможно было выделить сигналы от трещины из общего потока сигналов. Для исключения паразитных сигналов была проведена доработка программного обеспечения. В начале сегмента разгрузки конструкции программа блокировала прием акустических сигналов и АЭ-система их не локализовала.

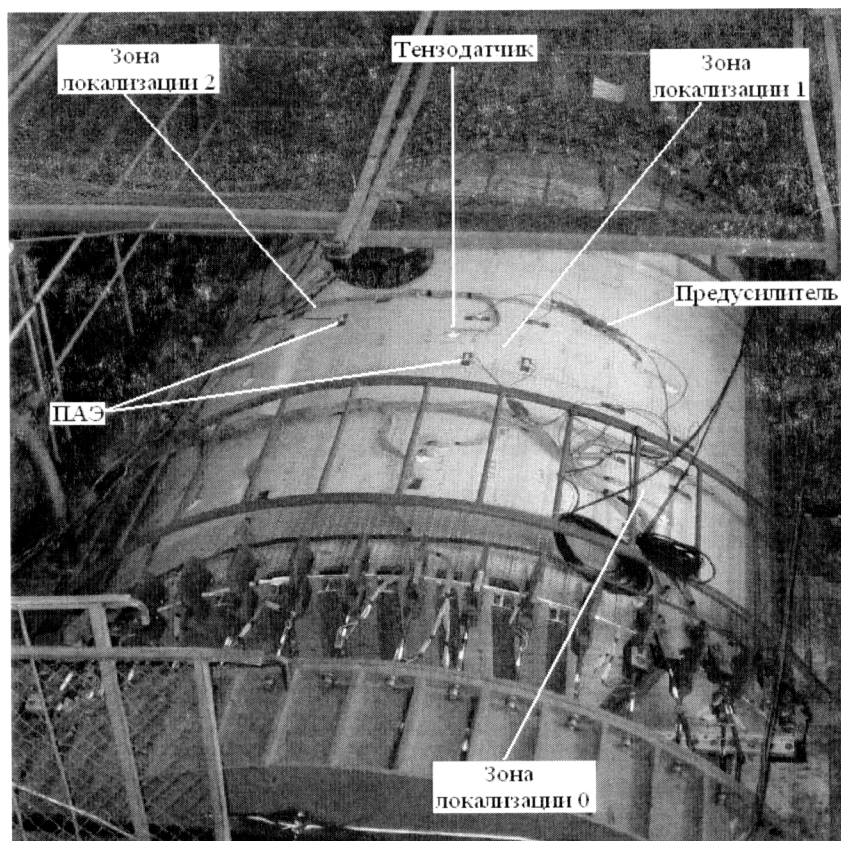


Рис. 3. Внешний вид стенда для ресурсных испытаний криволинейной панели фюзеляжа самолета

По результатам испытаний проводился анализ потоковых характеристик сигналов АЭ в трех зонах контроля. Подобный анализ необходим для принятия в темпе эксперимента решения на выдачу сообщения в АСУ ТП для остановки испытаний. Для этого осуществлялось дополнительное обследование зоны контроля, из которой регистрировались сигналы АЭ с характеристиками, отличающимися от характеристик сигналов на предыдущих циклах нагружения. В качестве основных потоковых характеристик рассматривались активность, амплитуда, время нарастания переднего фронта.

Уменьшение потока паразитных сигналов позволило анализировать принятые в темпе эксперимента сигналы АЭ. Необходимо отметить, что сигналы от трещины регистрировались только при росте внутреннего давления. На рис. 4, а, б приведена первая зона локализации сигналов АЭ после $135 \cdot 10^3$ циклов нагружения, когда длина трещины составляла 250 мм. Кластеризация по форме позволила выделить два кластера. На рис. 4, а показана локализация сигналов АЭ из кластера 1. На рис. 4, б – локализация из кластера 2. При этом максимум корреляционной функции для объединения сигналов в кластер по форме составил $K = 0,5$.

После завершения усталостных испытаний обычно проводятся статические исследования на остаточную прочность. При этом в конструкцию вносятся повреждения, соответствующие максимально возможным в эксплуатации. При нагружении ведется наблюдение за развитием этих повреждений и определяются максимальные нагрузки, которые выдерживает конструкция.

При испытаниях на остаточную прочность к самолету прикладывались нагрузки, соответствующие режиму «Взлет».

В процессе нагружения до разрушения осуществлялся контроль развития повреждения в трех зонах. Для этого выполнялись пропилы в нижних плоскостях левого и правого крыла, а также в силовом наборе по правому борту [1]. Объектами контроля явля-

лись толстые металлические плиты с элементами крепежа. Для контроля за развитием трещин из зон пропилов использовался метод АЭ, оптический метод и тензометрия.

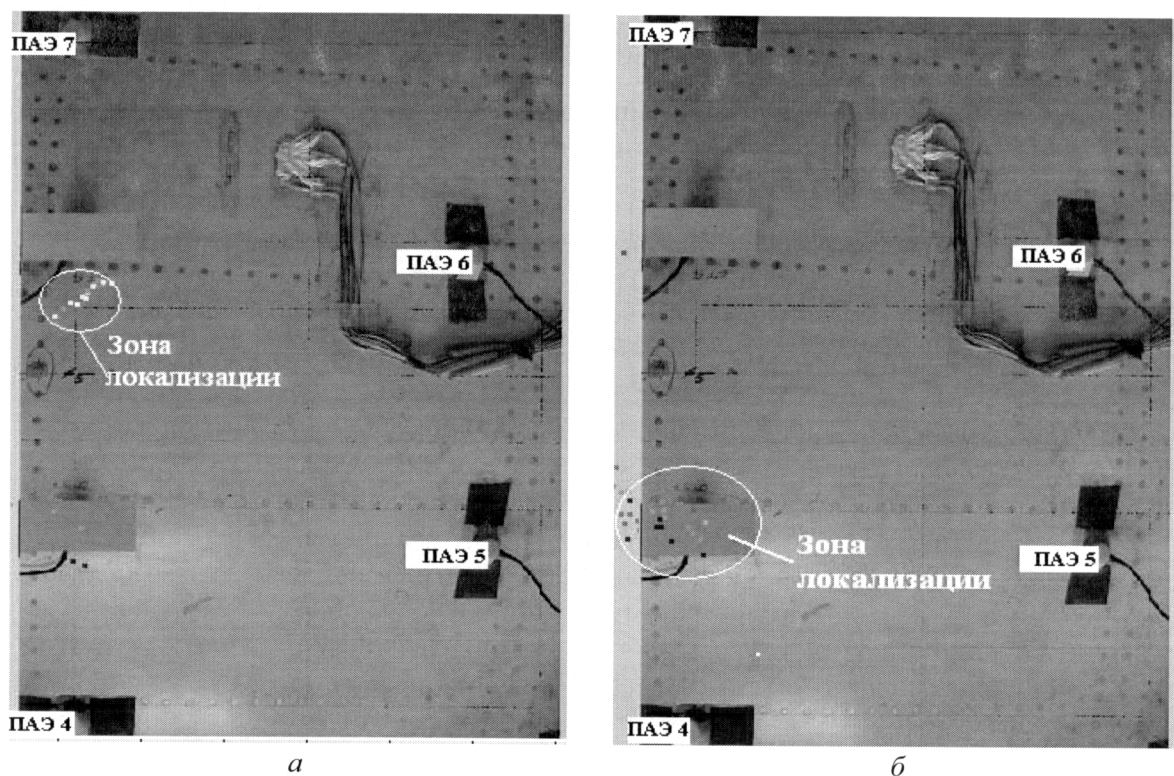


Рис. 4. Локализация сигналов АЭ после $135 \cdot 10^3$ циклов нагружения:
а – сигналы из кластера 1; б – сигналы из кластера 2

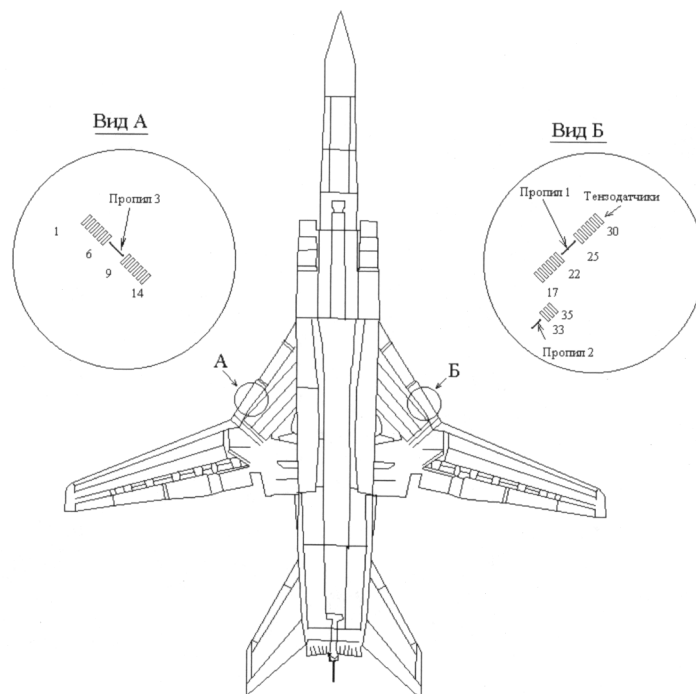


Рис. 5. Расположение тензодатчиков и зон пропила на нижней поверхности центроплана крыла

На рис. 5 показано расположение зон пропилов и тензодатчиков на нижней поверхности центроплана крыла, наклеенных на пути предполагаемого развития трещин. Для визуального

контроля за трещиной вблизи пропила 1 был установлен эндоскоп на основе видеокамеры с разрешением 320×240 пикселей с одновременной записью информации в компьютер.

При 20%-й нагрузке в зоне пропила нижней плоскости левого крыла появилась активность сигналов АЭ, которая свидетельствовала о процессе зарождения трещины в вершине пропила.

На рис. 6 приведена локализация сигналов АЭ из зоны левого (а) и правого (б) борта. Уточнение локализации и выделение сигналов АЭ из зоны пропила достигалась их группировкой с использованием метода кластеризации [11].

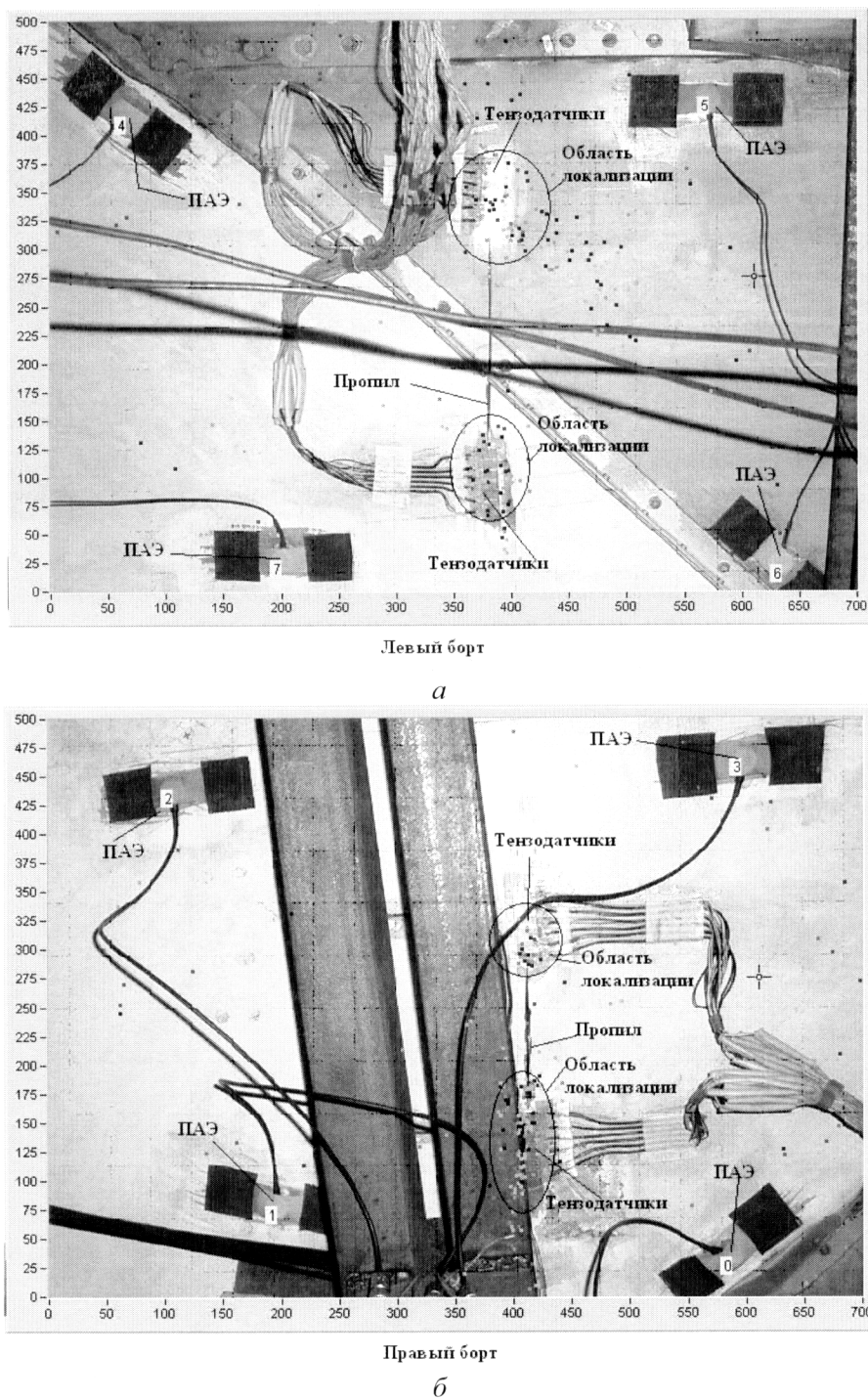


Рис. 6. Локализация сигналов АЭ из зоны левого (а) и правого (б) борта при нагрузке, составляющей 40 % от расчетной

Как видно из рис. 6, при нагрузке, составляющей 40 % от расчетной, в верхней и нижней частях пропилы появились устойчивая локализация сигналов АЭ и визуально эндоскопом был обнаружен рост трещины.

Проведенные испытания объектов авиационной техники показали, что методом АЭ можно локализовать места развития трещин на этапе их зарождения. АЭ-система СЦАД-16.03 (сертифицирована в Федеральном агентстве по техническому регулированию и метрологии, сертификат RU.C.28.007.A № 19913/2. Система зарегистрирована в Государственном реестре средств измерений под № 18892-05) локализовала сигналы АЭ от развивающихся усталостных трещин в панели фюзеляжа самолета и регистрировала основные параметры сигналов АЭ.

Список литературы

1. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н., Тихонравов А.Б. и др. Использование метода акустической эмиссии и тензометрии при проверке остаточной прочности самолета // Дефектоскопия. – 2008. – № 2. – С. 28–35.
2. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н., Митрофанов О.В. и др. Циклические испытания панелей самолета RRJ с использованием метода акустической эмиссии // Контроль. Диагностика. – 2007. – № 7. – С. 56–67.
3. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н., Тихонравов А.Б. и др. Использование метода акустической эмиссии и тензометрии при ресурсных испытаниях тяжелого самолета // Контроль. Диагностика. – 2006. – № 5. – С. 58–66.
4. Серьезнов А.Н., Мальцев А.В., Степанова Л.Н. и др. Контроль усталостных повреждений при ресурсных испытаниях полуоси стабилизатора маневренного самолета с использованием метода акустической эмиссии и тензометрии // Дефектоскопия. – 2008. – № 9. – С. 3–10.
5. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н. Метод акустической эмиссии при прочностных испытаниях самолетов // Полет. – 2005. – № 11. – С. 14–19.
6. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н. Применение метода акустической эмиссии при прочностных испытаниях элементов авиационных конструкций // Полет. – 2004. – № 3. – С. 3–7.
7. Диагностика объектов транспорта методом акустической эмиссии / А.Н. Серьезнов, Л.Н. Степанова, В.В. Муравьев и др.; под ред. Л.Н. Степановой, В.В. Муравьева. – М.: Машиностроение, 2004. – 367 с.
8. Акустико-эмиссионная диагностика конструкций / А.Н. Серьезнов, Л.Н. Степанова, В.В. Муравьев и др. / под ред. Л.Н. Степановой – М.: Радио и связь, 2000. – 280 с.
9. Акустико-эмиссионный контроль авиационных конструкций / А.Н. Серьезнов, Л.Н. Степанова, С.И. Кабанов и др.; под ред. Л.Н. Степановой, А.Н. Серьезнова – М.: Машиностроение, 2008. – 440 с.
10. Степанова Л.Н., Лебедев Е.Ю., Кареев А.Е. и др. Регистрация процесса разрушения образцов из композиционного материала методом акустической эмиссии // Дефектоскопия. – 2004. – № 7. – С. 34–41.
11. Степанова Л.Н., Кареев А.Е. Разработка метода динамической кластеризации сигналов акустической эмиссии для повышения точности их локализации // Контроль. Диагностика. – 2003. – № 6. – С. 15–21.



«УТВЕРЖДАЮ»
Директор ФГУП
«СибНИА им.С.А.Чаплыгина»

 В.Е.Барсук

» 2008 г.

Экспертное заключение
о возможности опубликования

Экспертная комиссия ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина» Управления программ Развития ГАТ, АВ, ВТ

рассмотрев статью А.Н.Серьезнова, Л.Н.Степановой, Е.Н.Куликова и др. «Перспективы использования метода акустической эмиссии при контроле авиационных конструкций» подтверждает, что в материале статьи не содержится информация с ограниченным доступом.

На публикацию материалов статьи не следует получать разрешение Управления программ Развития ГАТ, АВ, ВТ.

Заключение: комиссия считает возможным публикацию статьи А.Н.Серьезнова, Л.Н.Степановой, Е.Н.Куликова и др. «Перспективы использования метода акустической эмиссии при контроле авиационных конструкций» в открытой печати.

Председатель комиссии
заместитель директора института
по научной работе



В.К.Белов

