

DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-1-I-57-63

МОНИТОРИНГ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПО ДАННЫМ ТЕНЗОМЕТРИИ

© Андрей Александрович Баутин

Центральный Аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия; e-mail: andrey.bautin@tsagi.ru

*Статья поступила 20 марта 2018 г. Поступила после доработки 20 августа 2018 г.
Принята к публикации 25 ноября 2018 г.*

Проведен анализ кинетики напряженно-деформированного состояния по данным тензометрии как один из методов мониторинга целостности авиационной конструкции и перспективный способ обеспечения безопасности при длительной эксплуатации авиационной техники. Представлены преимущества мониторинга состояния с помощью бортовых систем перед комплексом работ, направленных на поддержание летной годности, которые заключаются в основном в периодических осмотрах. Показаны результаты применения мониторинга при исследовании усталостных характеристик элементов авиаконструкций в ЦАГИ. Исследование проводили на образцах продольных стыков фюзеляжа. Рассмотрено несколько типов усталостных повреждений, характерных для эксплуатации продольных стыков, и проведена оценка возможности обнаружения дефектов путем контроля местного напряженно-деформированного состояния при различных вариантах разрушения. При проведении исследования использовали данные о фронтах и скоростях распространения усталостных трещин, полученные методом количественной фрактографии. Оценена возможность контроля нескольких типовых конструктивно-технологических вариантов продольного соединения. Представлены результаты определения зон изменения НДС в несущем листе с одной магистральной трещиной, что является наиболее типичным усталостным повреждением продольных фюзеляжных стыков. По результатам исследования предложены оптимальные места расположения датчиков для контроля целостности соединения. Исследования подтверждают, что метод мониторинга повреждений конструкции по данным тензометрии может успешно применяться в ресурсных испытаниях и имеет перспективу использования в эксплуатации при поддержании целостности стыков и других мест ограниченного доступа методами инструментального неразрушающего контроля.

Ключевые слова: бортовые системы мониторинга; прочность; усталость; испытания; трещина; долговечность; регулярное нагружение; ресурс; длительность роста трещины; заклёпки; тензорезисторы; многоочаговое повреждение; безопасный ресурс; допустимость повреждения; безопасность разрушения.

MONITORING OF THE ELEMENTS OF AVIATION STRUCTURES USING STRAIN-GAUGE MEASUREMENT

© Andrey A. Bautin

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia; e-mail: andrey.bautin@tsagi.ru

Received March 20, 2018. Revised August 20, 2018. Accepted November 25, 2018.

Analysis of the kinetics of the stress-strain state was carried out using data of tensometry as one of the methods for monitoring the integrity of the aircraft structure and a promising approach to ensure safety of aviation equipment during long-term operation. The advantages of condition monitoring using on-board systems prior to routine procedures aimed at maintaining the airworthiness (which consist mainly in periodic inspections) are presented. The results of using monitoring when studying the fatigue characteristics of the aircraft structure elements at the Central Aerohydrodynamic Institute (Russia) are shown. The study was carried out on samples of longitudinal fuselage joints. Several types of fatigue damages typical for operation of longitudinal joints are considered. The possibility of detecting defects by monitoring of the local stress-strain state with the help of strain gauges under various modes of destruction is assessed. Data on the of fracture surfaces of the damaged elements, fronts and crack propagation rates corresponding to different number of applied cycles were used. The assessment of the controllability of several typical structural and technological variants of longitudinal joints is presented. The results of determining zones of changes in stress-strain state in a bearing sheet with a single main crack are presented, which is the most typical fatigue damage to the longitudinal fuselage joints. The optimal location of the sensors for monitoring the integrity of the joint is proposed. Studies proved that the method of structural health monitoring using tensometry data can be successfully applied to tests for durability and has a pro-

spect of being used in maintaining the integrity of joints and other places of limited access by instrumental non-destructive test methods.

Keywords: on-board health monitoring system; strength; fatigue; test; crack; durability; regular loading; life; duration of crack growth; rivets; strain gages; multiple site damage; safe-life; damage tolerance; fail-safety.

Основным принципом обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданского назначения по условиям прочности является эксплуатационная живучесть [1, п. 3.3]. Согласно этому принципу (рис. 1) при эксплуатации конструкции допустимы растущие усталостные трещины в силовых элементах из металла и неразвивающиеся повреждения в элементах конструкции, изготовленных из полимерных композитных материалов (ПКМ). В дополнение к этому условию в нормативных документах прописан способ реализации эксплуатационной живучести с помощью периодических осмотров [1, п. 2.3 – 2.5]. Интервалы между осмотрами определяются на основе расчета характеристик развития повреждений с помощью механики разрушения.

Альтернативным способом воплощения требований, заложенных принципом эксплуатационной живучести, является эксплуатация самолета «по состоянию». В рамках этого способа подразумевается постоянный контроль элементов планера самолета с помощью бортовой системы мониторинга (БСМ). Этот перспективный способ эксплуатации имеет значительные экономические преимущества и обеспечивает необходимый уровень безопасности по условиям прочности. Основная экономия средств обеспечивается за счет использования специальных устройств сбора и анализа фактической информации, которые смогут заменить труд специалистов, осуществляющих поиск в конструкции повреждений и оценку ее состояния.

Теоретически организация БСМ должна иметь антропоморфную структуру: нервная система с помощью органов чувств (датчиков) отслеживает состояние, анализирует его и принимает

решение аналогично тому, как это делает человеческий мозг [2]. Исходя из этой аналогии за рубежом подобные системы получили название Health Monitoring System (HMS) — система мониторинга здоровья, а процесс их работы — Structural Health Monitoring (SHM) — мониторинг состояния конструкции.

Внедрение БСМ меняет также и подходы к проектированию конструкции летательного аппарата (ЛА), так как требуется обеспечить взаимодействие механических и электронных компонент (датчиков). Актуальность приобретают вопросы обеспечения оптимального расположения датчиков как в конструктивном плане, так и с учетом воздействий силовых и других эксплуатационных факторов. Для конструкций из ПКМ и гибридных конструкций это особенно важно, поскольку необходимо, чтобы установленные датчики не становились источниками повреждений, в частности, чтобы интегрированные в ПКМ датчики не являлись источниками расслоений.

Большую важность приобретают также вопросы сертификации, требующие большого объема расчетно-экспериментальных исследований по специально разработанной программе.

Основные задачи, которые необходимо решить для реализации мониторинга состояния конструкции, можно сформулировать следующим образом:

определение параметров функционирования и характеристик конструкции, изменение которых выше установленных разрешенных пределов, может свидетельствовать с требуемым уровнем надежности о наличии в конструкции повреждения;

обеспечение возможности определения повреждения в элементах конструкции при различных силовых факторах, действующих в процессе эксплуатации;

подбор датчиков и систем сбора и анализа информации, предназначенных для регистрации параметров, выбранных для определения критерия целостности конструкции.

Одним из путей реализации мониторинга состояния конструкции является контроль и анализ кинетики местного напряженно-деформированного состояния (НДС) с помощью размещенных на конструкции тензодатчиков, например, проволочных тензорезисторов (ТР) и волоконно-оптических датчиков [3]. В качестве контроли-



Рис. 1. Схема основных принципов обеспечения безопасной эксплуатации по условиям прочности

руемого параметра при этом можно выбрать относительное изменение показаний ТР

$$\bar{\varepsilon} = \left| \frac{\Delta \varepsilon}{\varepsilon_1} \right| \cdot 100\% \leq \bar{\varepsilon}_{th}, \quad (1)$$

где $\bar{\varepsilon}_{th}$ — пороговое значение относительной местной деформации, которое подбирается экспериментально; $\Delta \varepsilon = \varepsilon_n - \varepsilon_1$ — разность показаний тензодатчика при первой и последней тензометрии при одинаковых нагрузках, n — количество проведенных измерений при испытаниях.

Использование относительного значения изменения деформации в формуле (1) обусловлено тем, что в таком виде критерий учитывает различный уровень действующих напряжений в различных зонах конструкции, что не может быть учтено обычной разностью деформаций поврежденной и неповрежденной конструкции. Значение $\bar{\varepsilon}_{th}$ в формуле (1) принимается по результатам испытаний элементов, для которых рассматривается возможность эксплуатации по состоянию, и зависит от НДС рассматриваемого места, характерного эксплуатационного повреждения, погрешностей измерения деформаций и погрешностей определения силовых факторов. По результатам работы [3] значение $\bar{\varepsilon}_{th}$ устанавливается не меньше чем 15 %.

Ресурс конструкций самолетов ограничивается в большинстве случаев усталостью продольных стыков панелей нижней поверхности крыла и усталостью продольных стыков внахлест обшивки фюзеляжа [4]. Равномерное нагружение несущего листа с заклепками в продольном стыке может стать причиной нескольких вариантов разрушения. Среди наиболее опасных вариантов могут быть, например, разрушения с множественными очагами усталостных трещин у кромок отверстий или поверхностные трещины, расположенные только на той стороне листа, с которой действуют максимальные изгибные напряжения внутри пакета.

Первоначальная цель исследования продольных стыков (рис. 2), на которых проводилась апробация методов мониторинга в ЦАГИ, заключалась в определении их усталостных характеристик, однако программа испытаний была расширена дополнительными измерениями местной деформации для оценки влияния возникающих повреждений на показания ТР и отработки технологии мониторинга при натурных испытаниях.

В эксперименте исследовали несколько прототипов фюзеляжных стыков. Все образцы представляли собой два листа обшивки шириной 300 мм, скрепленные со стрингером тремя рядами

связей. Основное отличие исследуемых образцов заключалось в вариациях размеров заклепочного соединения, т.е. в различных расстояниях между заклепками, толщинах листов обшивки и размерах используемых заклепок. В конструкции некоторых стыков дополнительно предусматривалось наличие дублирующих листов в районе установки заклепок.

Для эксперимента использовали проволоочные ТР с разными размерами базы, установленные рядами вблизи крайних рядов заклепок, с двух сторон каждого листа. Для исследования каждого образца использовали около 50 датчиков.

Нагружение стыков проводили по регулярной программе в условиях отнулевого растяжения с $R = 0$, что соответствовало полетным циклам нагружения, которые испытывают элементы фюзеляжа самолета с учетом наддува в полете. Тензометрия была проведена с остановкой нагружения и поддержанием определенных значений нагрузок — в пределах размаха нагрузок цикла нагружения.

В результате испытания были зафиксированы следующие повреждения продольных стыков:

одна магистральная сквозная трещина и множество небольших уголкового трещин, расположенных в сечении, по которому произошло окончательное разрушение;

многоочаговые повреждения в виде односторонних трещин внутри заклепочного соединения;

отрыв дублирующих листов, соединенных с несущими листами при помощи клея.

Все обнаруженные в результате исследования продольных стыков повреждения фиксировались датчиками в процессе эксперимента. После усталостных испытаний образцов продольных стыков изломы разделенных частей подвергали тщательному анализу, в ходе которого выявлялись первичные очаги зарождения трещин, скорость роста трещин в различных зонах излома и вид фронтов трещин при различной нагрузке. Результаты данной работы легли в основу определения оптимальных мест установки датчиков с помощью расчета НДС поврежденной конструкции методом конечного элемента.

Окончательное разрушение стыков происходило по отверстиям под заклепки крайнего ряда (см. рис. 2). Разрушенным, как правило, оказывался внешний лист с зенкованными под потайные головки заклепок отверстиями. Усталостные зоны излома, относящиеся к первоначально образовавшимся усталостным трещинам, были сосредоточены в окрестности одной из боковых сторон образца, чаще всего возле одного

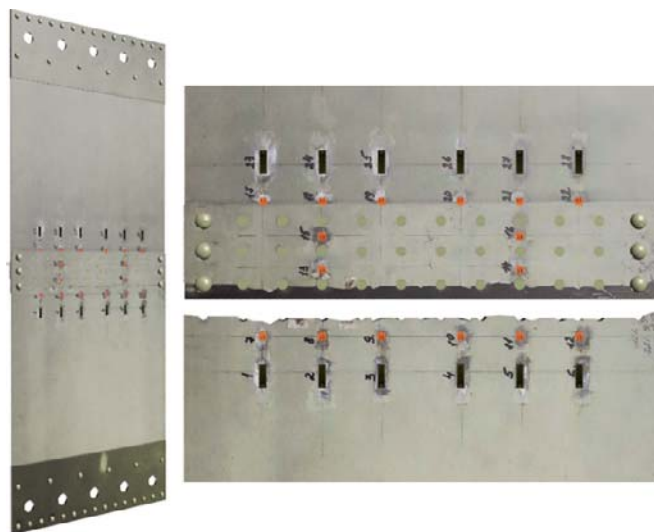


Рис. 2. Образец продольного стыка фюзеляжа с установленными тензорезисторами и характерное разрушение по крайнему ряду заклепок

или двух отверстий. При многоочаговом повреждении такие зоны располагались в нескольких местах критического сечения и могли включать несколько рядом расположенных отверстий под заклепки (рис. 3, см. таблицу). Отдельные очаги малоразмерных усталостных трещин, наблюдаемых в отдельных местах поврежденного критического сечения образца, являются вторичными. Их появление спровоцировано ростом действующих напряжений вследствие уменьшения площади неповрежденного сечения образца при распространении в нем первично образовавшихся усталостных трещин.

Схематичные изображения участков повреждений на изломе образца

Обозначения зон повреждения	Описание поврежденных участков
	Зона усталости, характеризующаяся скоростью роста трещины менее 5 мкм/цикл
	Зона усталости, характеризующаяся скоростью роста трещины более 5 мкм/цикл
	Зона долома
	Отверстие

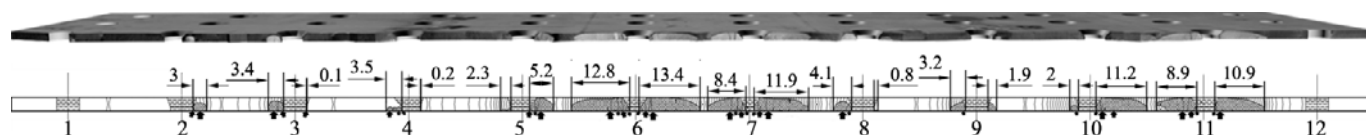


Рис. 3. Изображение излома, схема расположения (см. таблицу) и размеры усталостных трещин стыка с многоочаговыми повреждениями (толщина листа 2 мм): стрелками отмечено расположение очага усталостного разрушения и направление распространения несквозной усталостной трещины

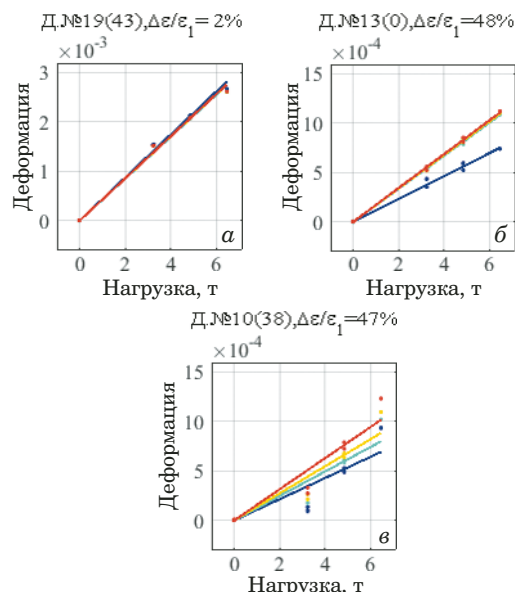


Рис. 4. Изменения деформаций в разных зонах конструкции

При испытании всех образцов распространение трещин из очагов усталостного разрушения по толщине листа происходило изнутри фюзеляжа к наружной поверхности. При этом в течение почти всего периода распространения первичных трещин усталости в соединениях они развивались как несквозные и не могли быть визуально обнаружены.

По результатам эксперимента с учетом анализа тензометрии можно сделать следующие выводы.

1. Изменения показаний датчиков, находящихся на расстоянии более 10 см от повреждения и расположенных таким образом, что между ними и повреждениями находятся ряды заклепок, незначительны. В основном величина изменения показаний таких датчиков составляет 1 – 2 % (рис. 4, а).

2. Изменения показаний датчиков, наклеенных между рядами заклепок, наблюдались только в начале испытаний. Это связано с изменением распределения нагрузок между рядами заклепок в соединении в ходе эксперимента (рис. 4, б).

3. В зоне, расположенной вблизи разрушения, произошли самые сильные изменения де-

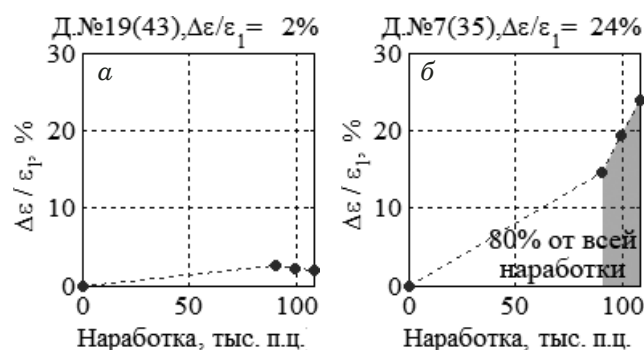


Рис. 5. Относительное изменение деформаций в поврежденной и неповрежденной зонах

формации — более 50 % (рис. 4, в). Величина зафиксированного изменения зависит от расстояния от места наклейки до разрушения, а также от стороны листа, на которой располагался датчик. В направлении, перпендикулярном ряду заклепок, максимальное расстояние, на котором было зарегистрировано изменение деформации (максимальное удаление датчика от заклепок), составляло около 40 мм. В зонах, близких к повреждениям, имело место нарушение линейной зависимости между нагрузками и деформациями (см. рис. 4, в).

На рис. 5 показано изменение деформации вдали (а) и в зоне разрушения (б) стыка с многоочаговыми трещинами в ходе эксперимента. Значительное увеличение деформации (более 10 %) происходило уже при 80 % от полного количества циклов до разрушения образца, при этом видимых повреждений на конструкции при данной наработке зафиксировано не было.

Анализ результатов проведенных испытаний позволяет сделать следующие выводы.

Эффект изменения деформаций в ближайших к повреждению местах установки датчиков фиксируется тензодатчиками задолго до разрушения стыка большинством датчиков, расположенных с обеих сторон листа, в котором образовались усталостные повреждения. Период роста трещины, в течение которого она может быть обнаружена датчиками, составляет несколько десятков тысяч полетных циклов (п.ц.), что позволяет вовремя заметить и отремонтировать поврежденное место.

Анализ изломов образцов различных конструктивно-технологических вариантов продольного стыка показал, что большую часть времени усталостные трещины развиваются внутри соединения и не выходят на поверхность. Таким образом, эти трещины не могут быть вовремя ди-

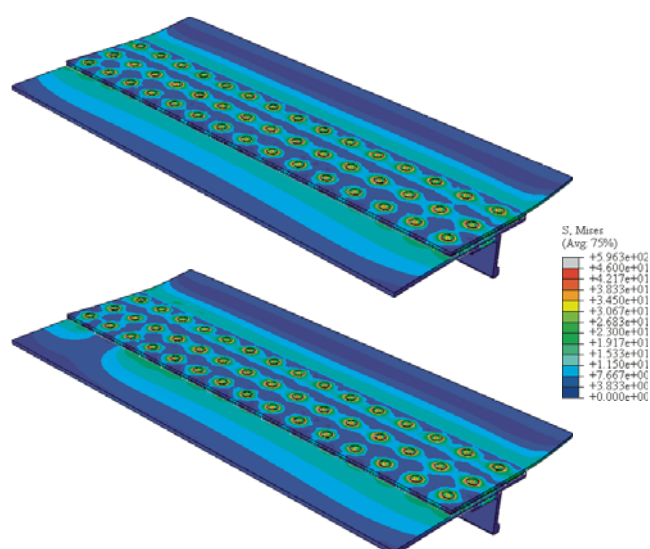


Рис. 6. Конечно-элементные (КЭ) модели стыка, рассчитанные при наработке 0 полетных циклов (вверху) и 557 000 полетных циклов непосредственно перед разрушением (внизу)

агностированы визуальным контролем, их обнаруживают при полном разрушении стыков.

На основе результатов, полученных при исследовании изломов образцов, проведен анализ НДС несущих листов соединения с помощью метода конечного элемента (МКЭ) в одном из продольных стыков, характерная особенность разрушения которого состояла в наличии одной магистральной трещины у края третьего отверстия и множественных вторичных трещин у других отверстий. Анализ проводили в целях определения зон, в которых произошли наиболее значительные изменения НДС, а также возможных мест установки датчиков для поиска трещин. На рис. 6 приведены НДС элементов стыка, соответствующие началу и концу испытания, полученные МКЭ. На рис. 7 для сравнения представлены деформации, рассчитанные по формуле (1), на верхней и нижней поверхностях разрушенного листа с учетом длины магистральной трещины, соответствующей различным этапам испытания: менее 10 % (синий цвет); более 10 % (зеленый цвет); более 30 % (красный цвет).

Сравнение кинетики деформационного поля позволяет сделать следующие выводы.

1. Обширные зоны изменения НДС получены и на верхней, и на нижней поверхностях разрушенного листа.

2. Когда до полного разрушения стыка остается не менее 20 тыс. п.ц., область максимального изменения НДС охватывает треть от ширины верхнего листа и расположена в области крайнего ряда.

3. Для полученного в эксперименте типа усталостного разрушения с одной магистральной трещиной на основе анализа НДС, полученного с помощью МКЭ, может быть определена и составлена оптимальная схема наклейки датчиков. Наиболее рациональным следует считать разме-

щение одного датчика около пяти отверстий на расстоянии, не превышающем 2 – 3 см от крайних наиболее нагруженных рядов соединения. Скорость одной магистральной трещины в листе меньше скоростей распространения нескольких трещин, расположенных в одном сечении. Обна-

Схема излома образца стыка при наработке 515 000 циклов

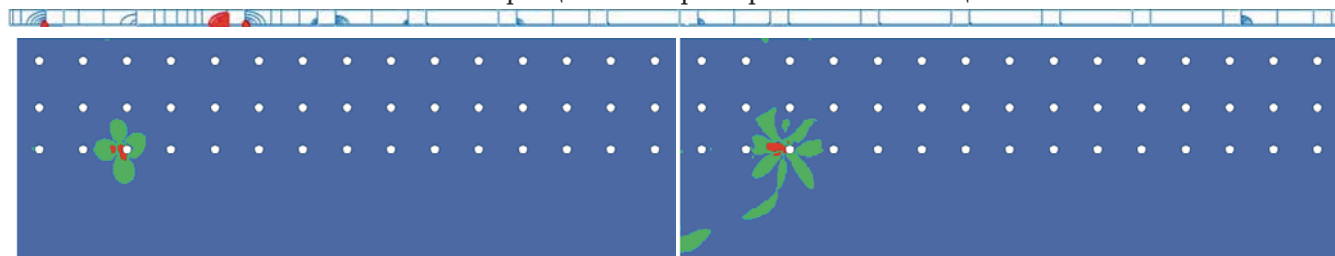


Схема излома образца стыка при наработке 525 000 циклов

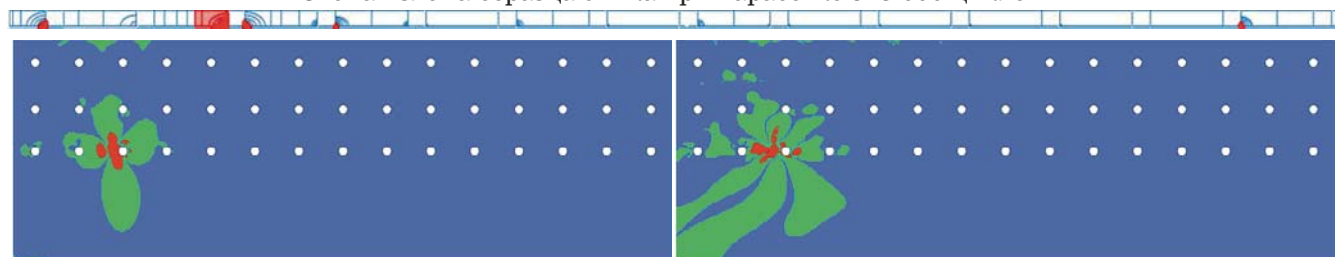


Схема излома образца стыка при наработке 535 000 циклов

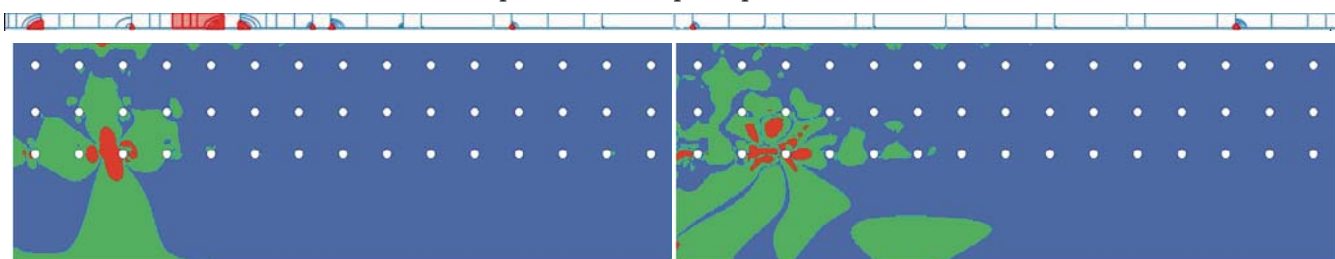


Схема излома образца стыка при наработке 545 000 циклов

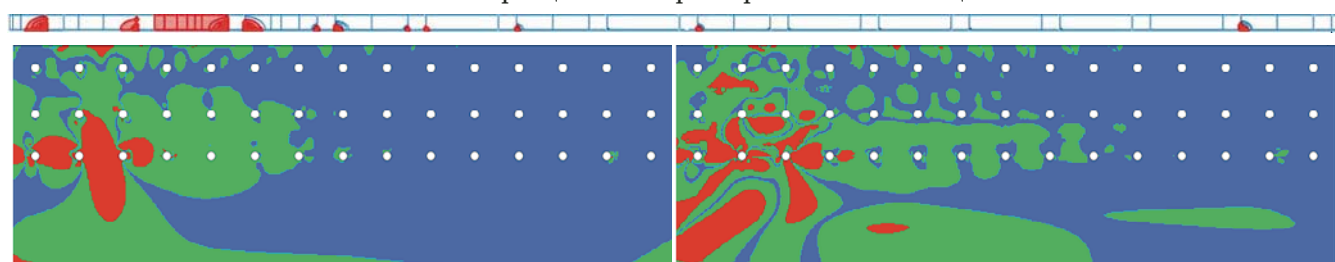


Схема излома образца стыка при наработке 557 000 циклов

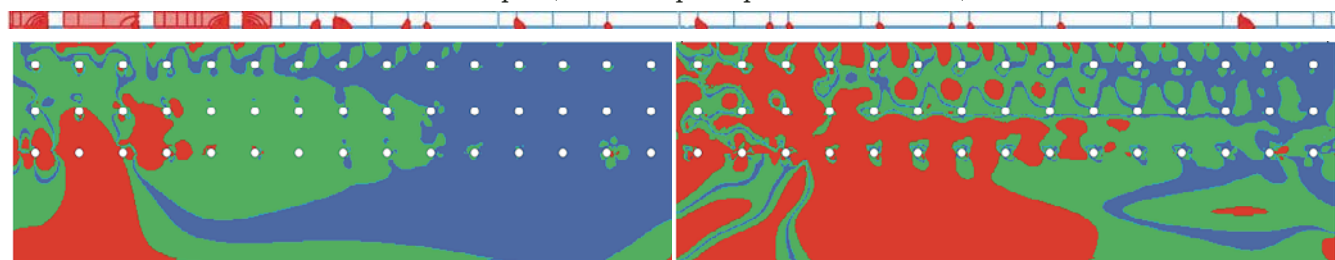


Рис. 7. Кинетика НДС стыка с одной магистральной трещиной, полученная с помощью МКЭ: слева и справа — нижняя и верхняя поверхности внутреннего листа стыка

ружить и предотвратить последствия при разрушении данного типа повреждений можно наиболее надежно и безопасно, чем при многоочаговом разрушении.

4. Размеры обширных зон, в которых произошли изменения НДС (см. рис. 7), подтверждают возможность применения тензодатчиков и критерия относительного изменения деформаций (1) для контроля целостности продольных стыков.

Таким образом, мониторинг целостности конструкции продольных стыков фюзеляжа на основе анализа кинетики НДС может являться альтернативой визуальным осмотрам, обеспечивающим требуемую контролепригодность, при различных вариантах возникновения повреждений в элементах стыка.

ЛИТЕРАТУРА

1. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП 25.571-1А. — М.: МАК, 2015. — 107 с.

2. **Balageas D., Fritzen C.-P., Güemes A.** Structural Health Monitoring. — London: ISTE Ltd., 2006. — 496 p.
3. **Ramesh Sundaram, Kamath G. M., Nitesh Gupta, Subba Rao M.** Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors. — B.: Advanced Composites Division, National Aerospace Laboratories, 2010. P. 1 – 17.
4. **Нестеренко Б. Г., Нестеренко Г. И.** Живучесть самолетных конструкций / Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 119. С. 57 – 69.

REFERENCES

1. Assessment of damage tolerance and fatigue strength of the structure. Advisory Circular RTs-AP 25.571-1A. — Moscow: MAK, 2015. — 107 p. [in Russian].
2. **Balageas D., Fritzen C.-P., Güemes A.** Structural Health Monitoring. — London: ISTE Ltd., 2006. — 496 p.
3. **Ramesh Sundaram, Kamath G. M., Nitesh Gupta, Subba Rao M.** Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors. — B.: Advanced Composites Division, National Aerospace Laboratories, 2010. P. 1 – 17.
4. **Nesterenko B. G., Nesterenko G. I.** Structural integrity of civil aircraft / Nauch. Vestnik MGTU GA. 2007. N 119. P. 57 – 69 [in Russian].