

Механика материалов: прочность, ресурс, безопасность

Materials mechanics: strength, durability, safety

DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-2-42-47

МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ С ПОМОЩЬЮ АНАЛИЗА КИНЕТИКИ МЕСТНОГО НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

© Андрей Александрович Баутин, Юрий Анатольевич Свирский,
Андрей Вячеславович Панков¹

¹ Центральный Аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), Жуковский, Россия; e-mail: andrey.bautin@tsagi.ru

*Статья поступила 16 января 2018 г. Поступила после доработки 15 мая 2018 г.
Принята к публикации 14 июня 2018 г.*

Представлен один из перспективных способов мониторинга «здоровья конструкции» по условиям прочности, основанный на анализе кинетики местного напряженно-деформированного состояния (НДС). Приведено его сравнение с другими методами обнаружения повреждений и отмечены преимущества контроля НДС. Для реализации этого способа мониторинга рассмотрены два типа датчиков: тензорезисторы и волоконно-оптические датчики (ВОД). Представлены свойства ВОД, благодаря которым их использование в эксплуатации предпочтительно. Исследованы возможности контроля НДС путем анализа результатов тензометрии при циклическом нагружении элементов конструкции перспективного самолета транспортного назначения. Актуальность работы подтверждена различными примерами использования методов мониторинга в бортовых системах при эксплуатации. Возможность мониторинга отдельных деталей и частей планера самолета продемонстрирована на примере исследования продольных стыков фюзеляжа. Зафиксированное с помощью тензометрии изменение НДС продольных стыков, вызванное наличием повреждений в конструкции, подтверждено анализом НДС несущих листов с помощью метода конечного элемента, с учетом усталостных трещин, возникающих при циклическом нагружении. Проведено сравнение результатов расчета с данными тензометрии. На основе расчета НДС поврежденной и неповрежденной конструкции определены зоны наибольшего изменения деформации для установки потенциальных мест расположения датчиков. По результатам исследования предложена оптимальная схема расположения датчиков для контроля целостности соединения. Исследования подтверждают, что метод мониторинга повреждений конструкции, разработанный на базе изменения кинетики НДС, может успешно применяться в испытаниях при поддержании целостности стыков и других мест, повреждения которых могут иметь многоочаговый характер, там, где методы визуального и неразрушающего контроля не эффективны.

Ключевые слова: бортовые системы мониторинга; прочность; усталость; испытания; трещина; долговечность; ресурс; длительность роста трещины; заклепки; тензорезисторы; многоочаговое повреждение; продольный стык; концентратор напряжений; метод конечного элемента; волоконно-оптический датчик.

DEVELOPMENT OF STRUCTURAL HEALTH MONITORING METHODS THROUGH THE ANALYSIS OF KINETICS OF LOCAL STRESS-STRAIN STATE

© Andrey A. Bautin, Yury A. Svirsky, Andrey V. Pankov¹

¹ Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Moscow region, Zhukovsky, Russia; e-mail: andrey.bautin@tsagi.ru

Received January 16, 2018. Revised May 15, 2018. Accepted June 14, 2018.

The paper describes one of the most promising ways of structure health monitoring based on analysis of the kinetics of local stress-strain state. Comparison with other methods of damage detection and advantages of the stress-strain state control are considered. To implement this method of monitoring, two types of sensors are considered: strain gauges and fiber Bragg gratings (FBG). The advantages of FBG, due to which their use in operation is most preferable, are presented. The possibility of using stress-strain state control is analyzed for a promising transport aircraft using the results of tensometry under cyclic loading.

The relevance of the work is confirmed by various examples of using monitoring methods in on-board systems during operation. The possibility of monitoring the airframe parts is demonstrated for longitudinal fuselage joints as an example. The change in the stress-strain state of the longitudinal joints, caused by structural damage was confirmed by tensometry analysis and by analysis of the stress-strain state of bearing sheet by the finite element method (FEM), taking into account the fatigue cracks originated during cyclic loading. The results of the calculation are compared with the tensometry data. Proceeding from the results of the calculation of the stress-strain state of the damaged and undamaged structure, the zones of the greatest deformation change are determined to optimize potential locations for the sensors. The optimal placing of the sensors for monitoring the integrity of the joints is proposed. The study confirms that the method of damage monitoring of the structure, developed on the basis of changes in the kinetics of the stress-strain state, can be successfully used in tests for maintaining the integrity of joints and other places with multi-site damages, where the methods of visual and non-destructive testing are not effective.

Keywords: health monitoring system; strength; fatigue; test; crack; durability; life; duration of crack growth; rivets; strain gages; multiple site damage; longitudinal joint; stress concentrator; finite element method; fiber Bragg grating.

Необходимость повышения экономической эффективности при эксплуатации воздушных судов требует поиска новых способов поддержания летной годности по условиям прочности [1]. Одним из основных способов, призванных сменить сложившуюся систему периодических осмотров, является мониторинг состояния, направленный на постоянный контроль целостности конструкции за счет использования специальных бортовых систем, которые должны стать неотъемлемой частью самолета [2].

Основным элементом бортовой системы мониторинга (БСМ) являются датчики. Их разработке в большей мере способствует развитие технологий, с помощью которых можно обнаруживать различные типы наиболее опасных повреждений в металлических сплавах и полимерных композитных материалах (ПКМ). Принципы, заложенные в основу действия датчиков, должны учитывать различие свойств металлов (высокая токопроводимость, сплошность и изотропия) и ПКМ (слоистая структура, высокие диссипативные характеристики и анизотропия), а также особенности их разрушения. Кроме этого, датчики должны обладать долговечностью и надежностью, малыми габаритами и весом, легко монтироваться и встраиваться. В настоящее время этим требованиям удовлетворяет целый ряд датчиков и методов контроля, среди которых отметим следующие.

1. Проволочные датчики трещин (Crack Wire — CW), представляющие собой несколько параллельно наклеенных проволочек, разрыв которых свидетельствует о наличии в элементе трещины или другого повреждения.

2. Фольговые токовихревые датчики (Eddy Current Foil Testing Sensors — ETFS), генерирующие поля вихревых токов в проводящих материалах, которые искажаются трещинами и коррозионными повреждениями.

3. Акустические ультразвуковые датчики (Acousto-Ultrasonics — AU), представляющие со-

бой сеть пьезоэлектрических датчиков, которая посылает и получает ультразвуковые импульсы, чтобы идентифицировать и описать повреждение на основе анализа полученных сигналов.

4. Пассивные датчики акустической эмиссии (Acoustic Emission — AE), фиксирующие акустический сигнал от растрескивания матрицы, появления расслоений, разрушения волокон и т. п.

5. Вакуумные системы CVM (Comparative Vacuum Monitoring), представляющие собой трубчатые накладки, соединенные с контролируемой поверхностью. Нарушение герметичности датчика из-за попадания воздуха в вакуумные трубки свидетельствует о возникновении повреждений в ПКМ.

6. Вакуумные системы CVM-ТТ (Comparative Vacuum Monitoring Through the Thickness), состоящие из глухого отверстия диаметром до 1 мм и приклеиваемой пленки, с помощью которой обнаруживаются повреждения по принципу, аналогично применяемому в системах CVM.

7. Сеть миниатюрных датчиков, генерирующих сигнал через материал элемента. Визуализация ультразвука (Imaging Ultrasonics — IU) заключается в анализе этого сигнала. Изменения в отражении сигнала свидетельствуют о нарушениях сплошности или повреждениях.

8. Встроенные пьезоэлектрические датчики и анализатор уровня сигнала, реализующие электромагнитную интерференцию (Electro-Magnetic Interference — EMI). Повышение уровня сигнала относительно базового значения свидетельствует о наличии расслоения.

Одним из наиболее универсальных методов для исследования как композитных, так и металлических конструкций, является анализ изменения местного напряженно-деформированного состояния (НДС) с помощью тензодатчиков. Наиболее подходят для контроля НДС тензорезисторы (ТР, Strain Gauges — SG) и волоконно-оптические датчики деформации (ВОДД) на основе решеток Брэгга (Fiber Bragg Grating — FBG) [3].

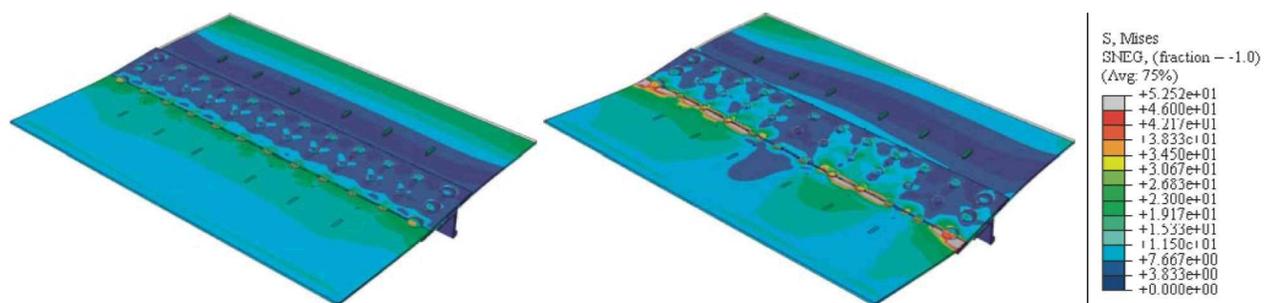


Рис. 1. КЭ модели стыка, рассчитанные для целой конструкции (сверху) и при наработке 113 500 полетных циклов непосредственно перед разрушением (снизу)

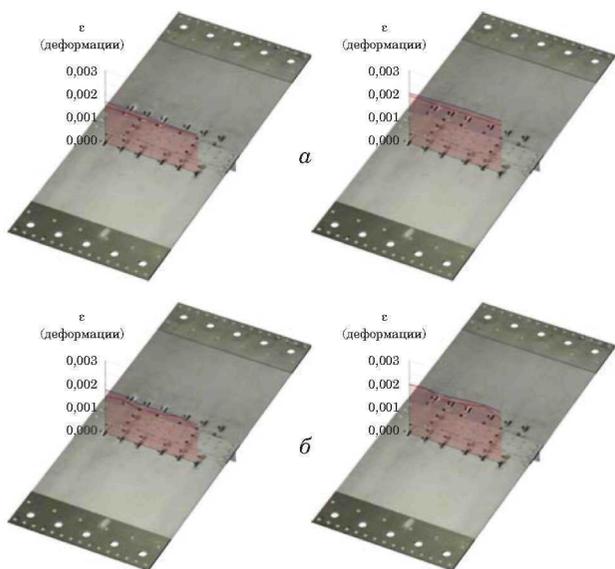


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные значения показаний ТР на верхней (слева) и нижней (справа) поверхностях в начале испытания (а) и при последней тензометрии (б)

Особенно перспективно применение ВОДД из-за возможности расположения на одном оптоволоконном нескольких решетках, что позволяет сделать измерительное оборудование более компактным, пожаробезопасным и устойчивым к электромагнитным помехам.

В табл. 1 представлены области применения основных типов датчиков (++ обозначает, что датчик наилучшим образом подходит для данного типа повреждения). Количественная оценка размеров возникающих повреждений может быть выполнена с помощью вакуумных датчиков и систем (СVM и СVM-ТТ) посредством регистрации объемов воздуха, попадающего через трещину в элементе, с применением вихретокового метода (ЕТФС) путем анализа параметров электромагнитного поля наведенных вихревых токов, а также с использованием проволочных датчиков (СW) — подсчетом количества разрушенных проволочек.

С помощью периодической тензометрии в ресурсных испытаниях элементов перспективного летательного аппарата (ЛА) из металла и ПКМ зафиксировано влияние повреждений на показания датчиков деформации. Наиболее репрезентативные результаты получены при определении усталостных характеристик продольных стыков из алюминиевых сплавов. В этих испытаниях изменения показаний ТР обнаружены за несколько десятков тысяч циклов до окончательного разрушения, при этом, если очагов образования трещин в критическом сечении было несколько, трещины могли не выходить на наружную поверхность соединения и не фиксировались визуально.

На основе данных, полученных при испытании продольных фюзеляжных стыков, а также с

Таблица 1. Области применения основных типов датчиков [4]

Тип повреждения	CVM	ETFS	AE	IU	CW	AU	FBG	EMI	CVM-ТТ	SG
Обнаружение и оценка наличия трещины	++	+		+						
Обнаружение и оценка разрушения	++			+	+					
Обнаружение и оценка удара			++				++			
Обнаружение и оценка расслоения			+	+		++	++		+	
Оценка качества адгезии							++	+	++	+
Мониторинг наклеиваемых ремонтных накладок							++		+	v
Обнаружение и оценка нарушения адгезии			+				++		++	
Мониторинг деформаций/напряжений							++			++

Таблица 2. Примеры БСМ, используемых при эксплуатации некоторых ЛА

Название	Зона	Назначение	Схема использования систем
СМН-200 (система мониторинга нагруженности [5]) для Бе-200СЧ		Накопления данных о повреждаемости путем оценки повторяемости нагрузок Контроль непревышения однократных нагрузок Контроль неразвития трещин в основных силовых элементах	
LTMS (Life Time Monitoring System) для А400		Оптимизация графика обслуживания с помощью измерения деформаций, перегрузок, параметров жестких посадок и полного количества выполненных циклов	
TSI (Tail Strike Indication) для А340 – 500/600		Контроль целостности хвостовой части самолета от ударов при взлетах и посадках	

помощью дополнительного исследования изломов разрушенных образцов проведено конечно-элементное (КЭ) моделирование НДС несущих листов соединения. Цель КЭ расчета — исследование зон, в которых произошли наиболее значительные изменения деформации. Для анализа кинетики НДС продольного стыка с повреждениями использовали данные о форме и размере

трещин, полученные при тех наработках, при которых проводили тензометрию образцов. На рис. 1 представлены НДС элементов стыка, рассчитанные методом КЭ и соответствующие началу и концу испытания.

Таблица 3. Результаты КЭ расчета ($\epsilon_{рас}$) и эксперимента ($\epsilon_{эксп}$) для датчиков, расположенных на верхней и нижней поверхностях разрушенного листа

Номер датчика	Количество полетных циклов	
	0	108 000
Датчики на верхней поверхности разрушенного листа		
1	$1,50e^{-3}/1,69e^{-3}$ (11,6)	$1,52e^{-3}/1,78e^{-3}$ (14,6)
2	$1,51e^{-3}/1,68e^{-3}$ (10)	$1,61e^{-3}/1,79e^{-3}$ (10)
3	$1,51e^{-3}/1,68e^{-3}$ (10,2)	$1,44e^{-3}/1,65e^{-3}$ (12,8)
4	$1,51e^{-3}/1,59e^{-3}$ (5)	$1,53e^{-3}/1,65e^{-3}$ (7,4)
5	$1,51e^{-3}/1,57e^{-3}$ (3,6)	$1,67e^{-3}/1,66e^{-3}$ (5,7)
6	$1,51e^{-3}/1,57e^{-3}$ (4,8)	$1,36e^{-3}/1,57e^{-3}$ (13,5)
Датчики на нижней поверхности разрушенного листа		
29	$1,95e^{-3}/2,05e^{-3}$ (5,1)	$2,02e^{-3}/2,01e^{-3}$ (0,5)
30	$1,95e^{-3}/2,07e^{-3}$ (5,7)	$2,07e^{-3}/2,06e^{-3}$ (0,4)
31	$1,95e^{-3}/2,12e^{-3}$ (8,4)	$1,82e^{-3}/2,01e^{-3}$ (9,5)
32	$1,95e^{-3}/2,15e^{-3}$ (9,4)	$1,93e^{-3}/2,12e^{-3}$ (9)
33	$1,96e^{-3}/2,14e^{-3}$ (8,7)	$2,12e^{-3}/2,17e^{-3}$ (2)
34	$1,95e^{-3}/2,14e^{-3}$ (9,1)	$1,79e^{-3}/2,09e^{-3}$ (14)

Примечание. Числитель — $\bar{\epsilon}_{рас}$, знаменатель — $\bar{\epsilon}_{эксп}$; в скобках указана разница расчетного и экспериментального значений деформаций (%).

На рис. 2 представлены значения деформаций несущих листов, полученные экспериментом (синяя линия) и расчетом (красная линия), соответствующие началу испытания и моменту проведения последней тензометрии при 108 000 полетных циклов (п.ц.). Среднее различие расчетных и экспериментальных деформаций в сечениях, где расположены датчики, составляет ~8%. В табл. 3 приведены расчетные и экспериментальные значения деформаций, а также их относительная разница для каждого датчика, расположенного в регулярной зоне разрушенного листа. В модели внутреннего неразрушенного листа

Таблица 4. Результаты КЭ расчета и эксперимента для средних значений деформаций нижней и верхней поверхностей неразрушенного листа в местах установки датчиков

Номер датчика	Количество полетных циклов	
	0	108 000
23 и 47	$1,72e^{-3}/1,84e^{-3}$ (6,4)	$1,77e^{-3}/1,92e^{-3}$ (8,2)
24 и 48	$1,69e^{-3}/1,86e^{-3}$ (8,9)	$1,70e^{-3}/1,87e^{-3}$ (8,8)
25 и 49	$1,68e^{-3}/1,88e^{-3}$ (10)	$1,63e^{-3}/1,84e^{-3}$ (11)
26 и 50	$1,68e^{-3}/1,86e^{-3}$ (9,8)	$1,64e^{-3}/1,84e^{-3}$ (10,8)
27 и 51	$1,69e^{-3}/1,84e^{-3}$ (7,9)	$1,68e^{-3}/1,86e^{-3}$ (9,3)
28 и 52	$1,72e^{-3}/1,89e^{-3}$ (9)	$1,71e^{-3}/1,85e^{-3}$ (7,7)

Примечание. Числитель — $\bar{\epsilon}_{рас}$, знаменатель — $\bar{\epsilon}_{эксп}$; в скобках указана разница расчетного и экспериментального значений деформаций (%).

при расчете НДС использовали упрощенный тип элементов, позволяющий корректно рассчитывать средние напряжения и деформации по сечениям. Осредненные для двух поверхностей экспериментальные и расчетные значения деформаций для внутреннего листа приведены в табл. 4.

Сравнение результатов расчета и эксперимента позволило сделать следующие выводы:

1) наилучшая сходимость (7 %) получена в области наибольших растягивающих деформаций, обусловленных растяжением и изгибом с внешней стороны листа (см. рис. 2, *а*) в регулярной зоне модели без повреждений;

2) в области растягивающих деформаций, частично скомпенсированных сжимающими деформациями от изгиба на верхней поверхности разрушенного листа, сходимость составила 7,5 %;

3) наихудшая сходимость (~14 %) получена на КЭ моделях с повреждениями в регулярной зоне (см. рис. 2, *б*);

4) отличие расчетных деформаций от экспериментальных, зафиксированных в неразрушенном листе, в среднем составило 9 % (см. табл. 4).

Отличие результата расчета деформаций в местах установки датчиков от показаний датчиков, полученных в эксперименте, обусловлено невозможностью: учета всех конструктивных факторов, которые могут влиять на местное НДС конструкции, — небольшой трапецевидности листов, неполной параллельности рядов связей, местных изгибов листов и т.д. (различие показаний датчиков, установленных с разных краев листа, достигает 5 %); точной наклейки датчиков без перекосов и смещений; точного определения фронтов трещин, определенных путем фрактографии; точного воспроизведения кон-

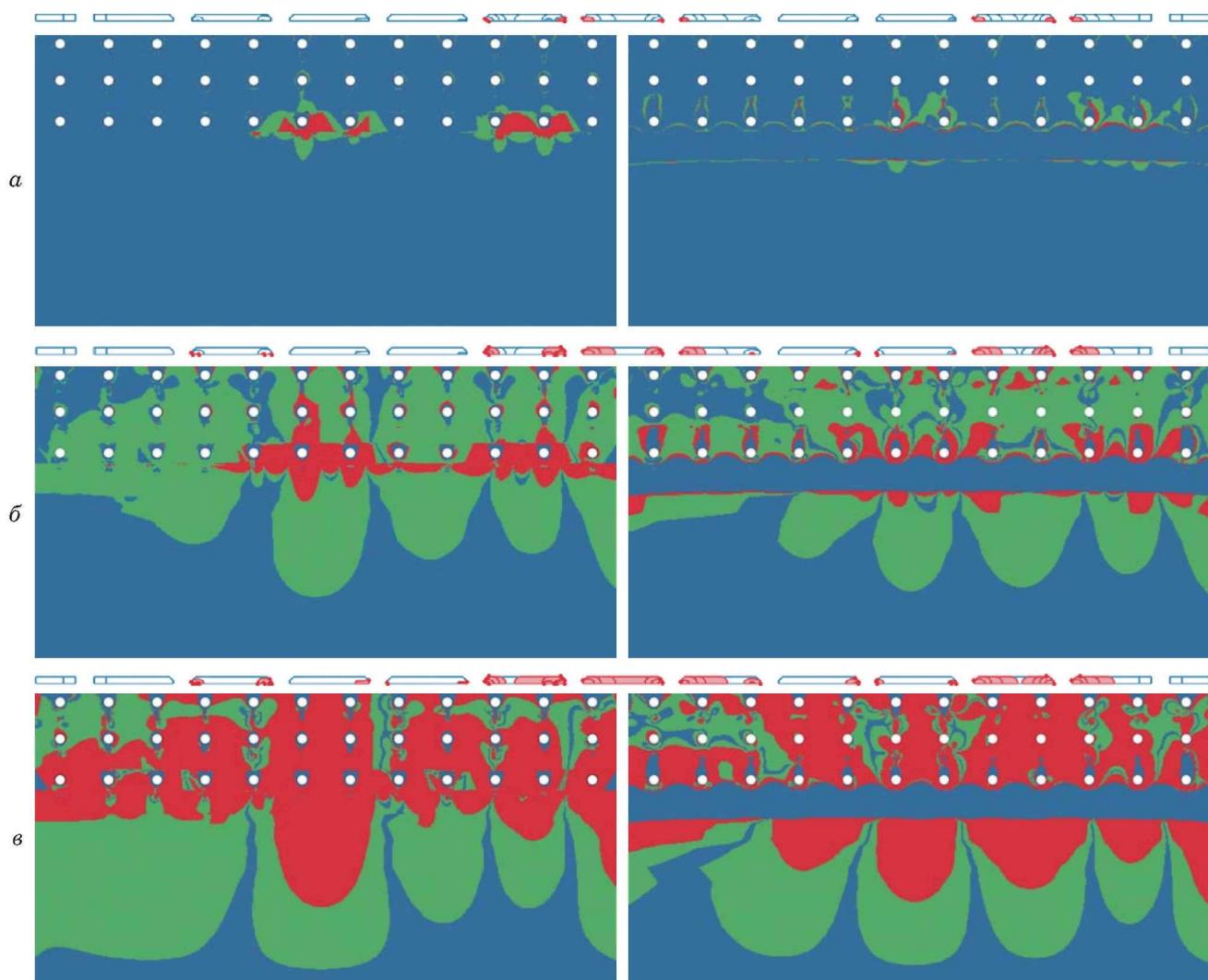


Рис. 3. Кинетика НДС, полученная КЭ моделированием стыка: *а – в* — схемы излома образца стыка при наработках 90 000, 108 000, 113 500 циклов соответственно; слева и справа — нижняя и верхняя поверхности внешнего листа стыка

фигурации определенных усталостных фронтов в КЭ модели.

При анализе кинетики использовали значения параметров НДС, полученные на неповрежденной и поврежденной моделях стыка (см. рис. 1) с учетом размеров повреждений, соответствующих определенным наработкам. По данным анализа кинетики НДС можно заключить следующее:

обширные зоны, в которых произошли изменения НДС, одинаково хорошо фиксируются сравнением НДС поврежденной модели и модели без повреждений на верхней и нижней поверхностях разрушенного листа;

наличие повреждений может быть зафиксировано заблаговременно, при этом существует несколько вариантов установки датчиков в зоне изменения НДС;

когда до полного разрушения стыка остается не менее 15 000 полетных циклов, область максимального изменения НДС охватывает примерно две трети от ширины верхнего листа и расположена в области крайнего ряда заклепок (рис. 3);

на основе анализа тензометрии и фрактографии изломов, с помощью КЭ моделирования для полученного в эксперименте типа усталостного

разрушения с множественными очагами трещин можно составить оптимальную схему наклейки датчиков, при которой будут гарантированы контроль большого количества мест и заблаговременное обнаружение усталостного повреждения;

для определения повреждений данного типа в соответствии с выполненными расчетными оценками необходимо устанавливать по одному датчику на каждые 10 – 15 см вдоль стыка листов обшивки фюзеляжа.

ЛИТЕРАТУРА (REFERENCES)

1. Assessment of damage tolerance and fatigue strength of the structure. Advisory Circular AC-AP 25.571-1A, 2015. — Moscow: MAK, 2015 — 107 p. [in Russian].
2. **Pisupati P. et al.** Enabling Technology for paradigm shift in next generation Aircraft. Design and Maintenance, 2011. <https://www.semanticscholar.org/paper/Enabling-Technology-for-paradigm-shift-in-next-gen-Pisupati-Dewangan/a69ae2f9578d7a8ff62883ad3be613e1006fd272>.
3. **Kahandawa G. C.** Monitoring Damage in Advanced Composite Structures Using Embedded Fibre Optic Sensors / Toowoomba: University of Southern Queensland, 2012. P. 1 – 257.
4. **Gardnier G.** Structural health monitoring: NDT-integrated aerostructures enter service, 2015; <http://short.composites-world.com/SHMupdate>.
5. http://www.testing-control.ru/ru-RU/news/24707.aspx?utm_source=20-08-2015-10790&utm_medium=Email&utm_campaign=email, 2015.