

# ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 620.172.21, 629.7.015.4.023

DOI:10.34759/vst-2020-4-81-91

## ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОСЕТЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ЗАДАЧАХ МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ КРИТИЧЕСКИХ МЕСТ КОНСТРУКЦИИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТОВ

Баутин А.А.\* , Свирский Ю.А.\*\*

*Центральный аэрогидродинамический институт  
им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\* e-mail: andrey.bautin@gmail.com*

*\*\* e-mail: yury.svirsky@tsagi.ru*

Статья поступила в редакцию 11.08.2020

---

Рассмотрен один из перспективных методов анализа целостности авиационной конструкции в испытаниях и эксплуатации, который заключается в обнаружении повреждений посредством мониторинга деформированного состояния критических мест конструкции самолёта. Приведена совокупность параметров, которые необходимо определить для эффективного обнаружения повреждений по результатам тензометрии. Решена задача оптимального расположения датчиков на примере поддержания целостности продольных фюзеляжных стыков с помощью анализа зависимости между показаниями системы измерения и повреждениями, представленной в виде нейросетевой аппроксимации.

*Ключевые слова:* мониторинг состояния, соединение внахлёт, многоочаговые усталостные повреждения, нейросетевая аппроксимация, конечно-элементная модель болтового соединения.

---

### Введение

Мониторинг состояния конструкции является одним из перспективных способов поддержания летной годности транспортных самолётов в течение длительного периода. Суть этого способа заключается в непрерывном сборе и анализе данных, полученных при эксплуатации самолёта с помощью специальной бортовой системы мони-

торинга (БСМ). Внедрение мониторинга состояния конструкции в процедуру технического обслуживания имеет ряд преимуществ. Наиболее значительные преимущества обусловлены уменьшением расходов при эксплуатации самолётов транспортного назначения, чего можно достичь не снижая уровня безопасности. Уменьшение эксплуатационных затрат, суммарная величина которых

может превышать стоимость нового самолёта (рис. 1), является основной задачей при обеспечении экономической эффективности современной авиационной техники [1].

стности конструкции, не теряет своей актуальности. Количество мест для контроля не должно быть избыточным, поскольку это отрицательно повлияет на массу и объём используемого оборудо-

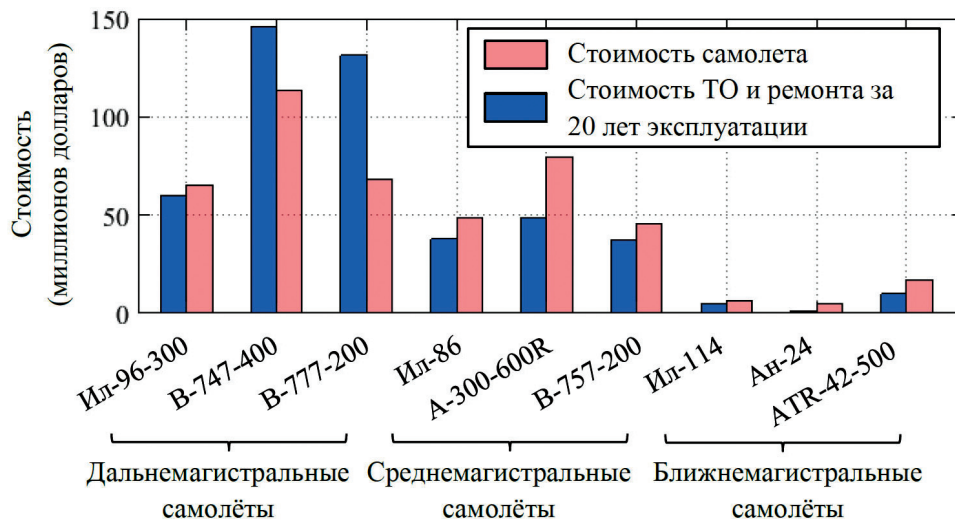


Рис. 1. Стоимости новых самолётов и затрат на техническое обслуживание и ремонт за 20 лет эксплуатации

Оснащение новых самолётов БСМ требует комплексного подхода, в разработке которого должны участвовать специалисты из разных областей [2—4]. На рис. 2 показаны задачи, которые необходимо решить при создании системы мониторинга.

Один из наиболее важных вопросов заключается в разработке эффективного метода обнаружения повреждений. На данный момент существует несколько вариантов различных технологий, которые имеют перспективу использования на борту самолёта [5, 6]. В работах [7, 8] для эффективного обнаружения повреждений рассмотрен анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции. Суть этого метода заключается в сравнении параметров НДС, полученных с помощью тензометрии конструкции, исследуемой в повреждённом и неповреждённом состоянии. Одним из преимуществ использования результатов тензометрии [9] как в эксплуатации, так и при натурных испытаниях является возможность верификации показаний датчиков расчетными методами.

Результатом развития методов тензометрии с помощью волоконной оптики стало создание компактных систем мониторинга, способных проводить измерения деформаций в большом количестве точек контроля [10, 11]. Несмотря на эти возможности, задача определения таких мест, исследование деформированного состояния которых даст наиболее полное представление о цело-

дования, при этом информация, необходимая для своевременного обнаружения дефектов, должна регистрироваться в достаточном объёме.

#### Использование аппроксимаций на основе нейронных сетей для задачи мониторинга дефектов

Одним из вариантов обнаружения дефектов по данным тензометрии является определение связи между характеристиками повреждений и показаниями системы мониторинга. Такая связь в дальнейшем используется в эксплуатации, где по фактическим данным, зарегистрированным бортовым устройством, определяется наличие повреждений в контролируемых элементах. Построение связей различного характера может проводиться на основе нейросетевых аппроксимаций. Применение нейронных сетей (НС) в задачах мониторинга позволяет исследовать сложные зависимости при недостатке априорной информации и невозможности с требуемой точностью сформировать функциональную связь между собранными данными.

Разработке методов мониторинга, сформированных с помощью применения различных нейросетевых аппроксимаций, посвящены работы множества отечественных и зарубежных авторов.

В [12] представлен метод обнаружения угловых трещин в образце с отверстием из алюминиевого сплава с помощью волоконно-оптичес-



Рис. 2. Основные задачи, которые необходимо решить для применения БСМ в эксплуатации

кого датчика (ВОД, рис. 3). Для контроля длины трещины предлагается использовать параметры отраженного света: длину волны излучения, отраженного от волоконной брэгговской решётки (ВРБ), и полную ширину на уровне половинной амплитуды (Full width at half maximum). Для надежного обнаружения повреждений авторами разработана зависимость между длиной трещины и параметрами отраженного излучения. Искомая

зависимость представляет собой НС в виде трёх-слойного персептрона с количеством входных нейронов, соответствующих количеству анализируемых параметров отраженного излучения и одним нейроном на выходном слое, соответствующем длине трещины (рис. 3,б). Обучение НС производилось с помощью экспериментальных данных. Показано, что сформированная на базе НС зависимость может использоваться в основе кон-

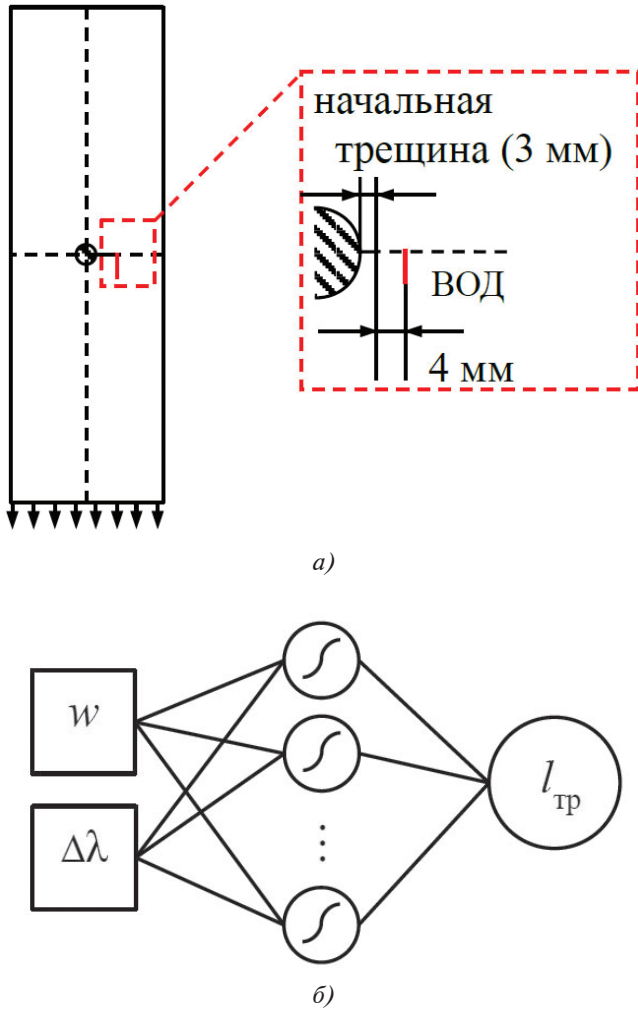


Рис. 3. Формирование зависимости между параметрами отраженного сигнала с помощью НС: *a* — схема образца; *б* — топология НС; *w* — полная ширина на уровне половинной амплитуды;  $\Delta\lambda$  — смещение длины волны;  $l_{тр}$  — длина трещины,  $l_{тр} = NN(w, \Delta\lambda)$

троля размера усталостных трещин при обработке параметров отраженного от ВРБ оптического сигнала.

Подход, рассмотренный в [12], отчасти применён автором [8] для лопасти вертолёта из композитного материала. Для измерения деформаций и обнаружения дефектов была сформирована зависимость в виде НС, связывающая отфильтрованные параметры отраженного излучения с деформациями и повреждениями в зонах контроля. Также в статье рассматривается задача оптимального размещения датчиков, интегрированных в композиционный материал в зоне наиболее вероятного возникновения расслоения. Деформации в местах установки ВОД были получены с помощью метода конечного элемента (МКЭ) и использовались для построения зависимости между по-

казаниями датчиков и повреждением в виде НС. Под оптимизацией в данной задаче подразумевалось определение минимального количества датчиков, позволяющих установить связь между измеряемыми деформациями и параметрами расслоения с определённой точностью.

В [13] рассматривается метод обнаружения многоочаговых трещин в стыках фюзеляжных панелей по показаниям ВОД. Основную часть предложенного метода составляет формирование зависимости в виде НС между возникающими трещинами и деформациями, зарегистрированными волоконно-оптической системой (рис. 4). Для обучения НС использовались коэффициенты ряда Фурье (рис. 4, б), полученные при разложении функции деформации  $\epsilon(x)$ , значения которой вы-

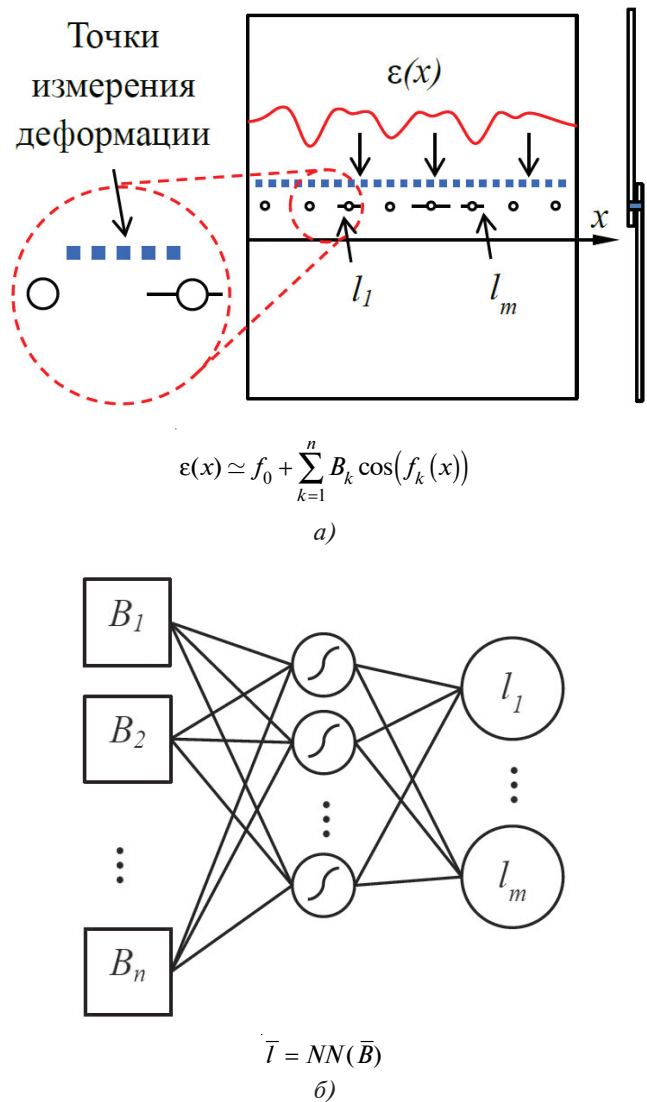


Рис. 4. Мониторинг многоочаговых трещин по показаниям ВОД: *a* — схема тензометрии образца стыка; *б* — топология НС для обнаружения многоочаговых повреждений

числялись вдоль прямой, расположенной вблизи критического сечения (рис. 4,а). В испытаниях функция  $\epsilon(x)$  определялась по показаниям ВОД, которые располагались таким образом, чтобы между двумя соседними отверстиями находилось не менее пяти точек измерения деформации (рис. 4,а). Необходимые для обучения НС исходные данные были получены с помощью конечно-элементного анализа, который включал расчет более одной тысячи моделей исследуемого соединения с различными вариантами расположения трещин.

В [14] экспериментально подтверждена эффективность системы мониторинга, которая была разработана на основе метода, предложенного в [13]. Апробация метода выполнялась при испытаниях двухрядного соединения. К основным недостаткам подхода авторы относят низкую производительность системы мониторинга ввиду необходимости регистрации и анализа большого объема экспериментальных данных.

#### **Определение пороговых значений деформаций при обнаружении усталостных повреждений с помощью анализа напряженно-деформированного состояния**

В данной работе в основе связи между показаниями датчиков и повреждениями предлагается использовать пороговое значение относительного изменения деформаций. Пороговое значение должно в целом характеризовать допустимый предел вариации измеренных деформаций, выше которого следует предполагать, что изменение деформаций происходит по причине повреждения конструкции.

Применение порогового значения обусловлено влиянием на изменение деформации большого количества факторов, таких как: изменение нагрузок, возникновение температурных напряжений, релаксация остаточных напряжений, перераспределение усилий, передаваемых связями в соединениях, изменение температур и развитие дефектов. Для мониторинга состояния путём анализа изменения деформаций необходимо определить полезную величину сигнала, которая связана только с повреждением конструкции. В данном подходе фактически предполагается, что не любое изменение деформации может однозначно свидетельствовать о повреждении конструкции, то есть при изменении деформации ниже порогового значения невозможно точно установить, связано это изменение с повреждениями или нет. В рамках предложенного подхода необходимо подтвер-

дить тот факт, что повреждения, вызывающие изменения деформации, которые не превышают порогового значения, не приведут к разрушению конструкции.

В [7] показано применение анализа показаний тензодатчиков (тензорезисторов и ВОД) для обнаружения повреждений в конструкциях из ПКМ. Одним из основных результатов работы является предложение использовать относительные изменения деформаций, регистрируемых датчиком, для обнаружения повреждений. Относительное изменение деформации рассчитывается по формуле:

$$\epsilon_{\%} = \left| \frac{\Delta\epsilon}{\epsilon_1} \right| \cdot 100\% \leq \epsilon_{\text{пор}}, \quad (1)$$

где  $\epsilon_{\text{пор}}$  — пороговое значение относительной местной деформации, которое подбирается экспериментально;  $\Delta\epsilon$  — разность показаний тензодатчика при первой  $\epsilon_1$  и последней  $\epsilon_n$  тензометрии,  $\Delta\epsilon = \epsilon_n - \epsilon_1$ ; значения  $\epsilon_1$  и  $\epsilon_n$  могут быть получены путём прямых измерений при одинаковых нагрузках или пересчетом деформаций к одинаковым нагрузкам, если тензометрия не была проведена при одних условиях нагружения;  $n$  — количество проведенных измерений.

Вид предложенного критерия обусловлен тем, что значение  $\epsilon_{\text{пор}}$  не зависит от уровня действующих напряжений и ряда погрешностей, характерных при определении деформации расчетными методами и с помощью тензометрии. Условия нагружения, необходимые для расчета критерия, должны быть выбраны таким образом, чтобы локальная деформация конструкции в неповрежденном состоянии не принимала нулевого значения. Данное условие в целом соблюдается для основных силовых элементов конструкции, которые содержат большое количество высоконагруженных мест.

В данной работе мониторинг состояния конструкции и метод обнаружения повреждений рассматриваются на примере исследования основной конструктивной нерегулярности фюзеляжа — продольного стыка. В большинстве случаев при определении порогового значения для мониторинга состояния продольного стыка при испытаниях необходимо оценить совокупное действие двух факторов: точности измерения деформации (не более 7%) и точности воспроизведения и определения нагрузки (около 2%), ввиду отсутствия

влияния других причин на относительное изменение деформации. С учетом рассмотренных факторов пороговое значение  $\epsilon_{пор}$  для мониторинга состояния продольных стыков при испытаниях в лабораторных условиях будет приниматься равным 10% для стыков без дублирующих листов.

**Определение безопасных размеров повреждений**

Для безопасной эксплуатации самолёта по живучести необходимо подтверждение того, что остаточная прочность его конструкции лежит в допустимых пределах [15, 16]. В работах [17, 18] в качестве критерия остаточной прочности герметичных фюзеляжей с многоочаговыми трещинами в продольных стыках внахлест обшивки предлагается использовать произведение предела текучести материала обшивки на безразмерный поправочный коэффициент:

$$\sigma_{раз} = \alpha \sigma_{0,2} \tag{2}$$

Предлагаемое для расчётов значение  $\alpha$ , по различным оценкам [18, 19], лежит в интервале от 0,5 до 1.

Исследования изломов образцов продольных стыков, проводимые в ЦАГИ, позволяют определить значения  $\alpha$  с учетом необходимых требований к остаточной прочности. На рис. 5 показана зависимость количества образцов от определённой по результатам эксперимента величины  $\alpha$ .

В отличие от работ [18, 19] значение  $\alpha$  определялось не размерами критической трещины, а положением фронта трещины, при котором остаточная длительность её роста составляет не менее ста циклов нагружения (рис. 6). Определённое путём анализа изломов образцов методами фрактографии значение  $\alpha$  составило 0,38.

С помощью значения  $\alpha$  для соединений продольных стыков определялась относительная площадь, которую могут занимать трещины в несущих листах с учетом выбранного запаса в сто полётных циклов:

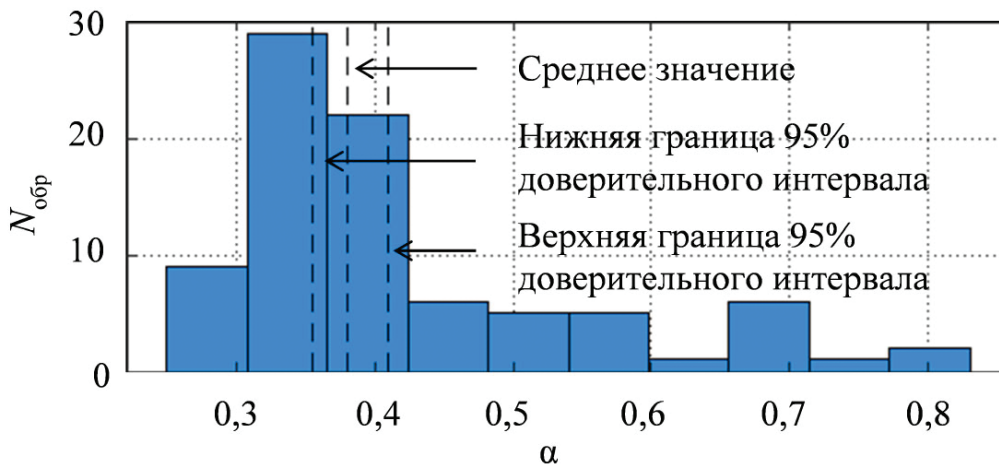


Рис. 5. Распределение безразмерного коэффициента  $\alpha$  в зависимости от количества исследованных образцов

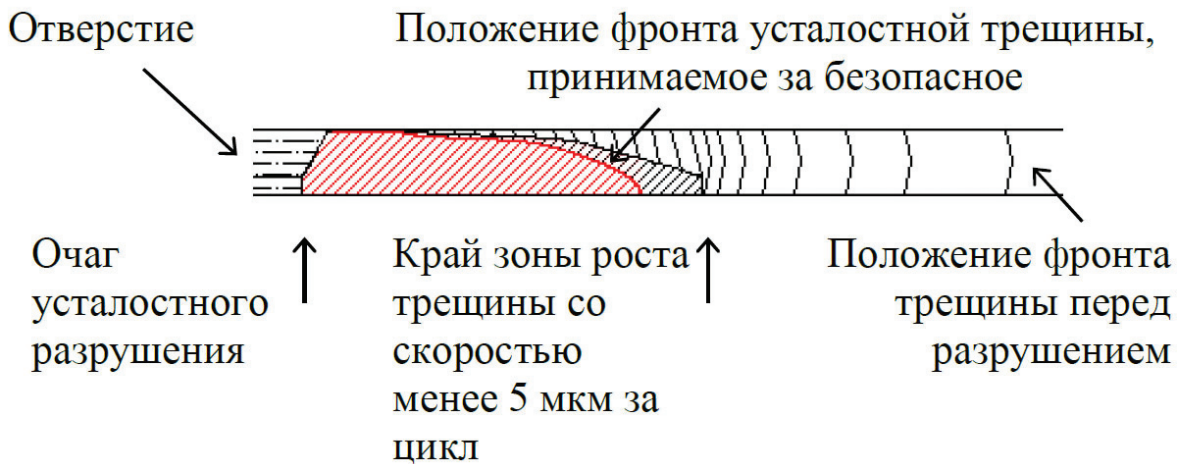


Рис. 6. Определение границ усталостной трещины, используемой для расчета суммарной повреждённой площади

$$\gamma = 1 - \beta - \sigma_{\text{ном}} / (\alpha \sigma_{0,2}) \approx 0,2, \quad (3)$$

где  $\gamma$  — отношение площади трещин к площади листа в регулярной части;  $\beta$  — отношение площади отверстий к площади листа в регулярной части ( $\beta = 0,2$ );  $\sigma_{\text{ном}}$  — номинальные напряжения ( $\sigma_{\text{ном}} = 8 \text{ кг/мм}^2$ );  $\sigma_{0,2}$  — предел текучести материала обшивки ( $\sigma_{0,2} = 34,8 \text{ кг/мм}^2$ ).

### Определение схемы установки датчиков для задачи мониторинга

Применяемый в данной работе для поиска оптимальной схемы установки датчиков подход подразумевает, что при обнаружении возникающих повреждений должно быть задействовано минимальное количество точек контроля НДС. Для этого необходим предварительный анализ наиболее нагруженных и ответственных мест конструкции [20]. В многорядном соединении, состоящем из двух листов постоянной толщины, наиболее нагруженными являются крайние ряды соединения, причем каждый из листов наиболее нагружен по одному, наиболее удалённому от края листа, ряду. Для определённости в данной задаче предполагалось, что все трещины образуются в критическом сечении, которое проходит через осевые линии связующих элементов наиболее нагруженного ряда.

Определение схемы установки датчиков проводилось по следующей схеме:

1. Экспериментальными методами определяется пороговое значение относительного изменения деформации  $\epsilon_{\text{пор}}$  на выбранной базе тензодатчика. Превышение этого порога свидетельствует о наличии повреждения. Значение  $\epsilon_{\text{пор}}$  выбирается таким образом, чтобы продолжительность развития повреждения от размера при обнаружении до критического размера позволяла своевременно принять меры для предотвращения катастрофических последствий (в данной работе предполагается, что трещины в критическом сечении стыка занимают не более 20% от площади брутто повреждённого листа (раздел 3)).

2. Выбирается часть соединения ширины  $b$  таким образом, чтобы на выбранной части умещалось целое количество связей с учётом шага установки крепёжных элементов  $s$  (рис. 7),  $(b/s) \in \mathbb{N}$ .

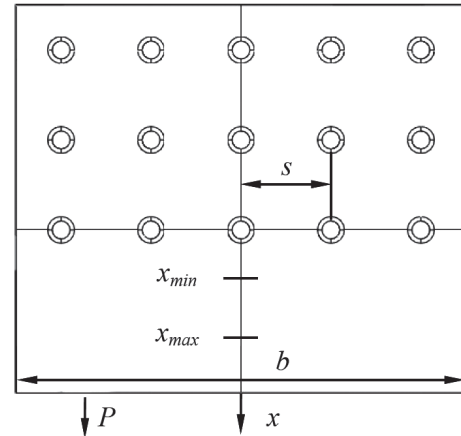


Рис. 7. Схема фрагмента листа обшивки ширины  $b$ , выбранного для исследования возможности применения одного датчика для контроля многоочаговых трещин

3. С помощью нейросетевой аппроксимации [21] определяется зависимость границ интервала  $[x_{\min}, x_{\max}]$ , обеспечивающего обнаружение многоочаговых трещин, от размеров и расположения трещин  $[x_{\min}, x_{\max}] = NN(I_1, \dots, I_n)$  (рис. 8). Интервал  $[x_{\min}, x_{\max}]$  выбирается на центральной оси анализируемой части соединения (рис. 7). Исходные данные для формирования зависимости получаются с помощью моделирования НДС повреждённого стыка МКЭ при различных вариантах размеров и расположения трещин (результаты расчета МКЭ местного и локального НДС для различных концентраторов представлены в [22]).

4. Методом Монте-Карло определяется возможность использования одного датчика для контроля стыка на выбранной ширине  $b$  (рис. 8) из соотношения:  $\max(x_{\min}) < \min(x_{\max})$  для всех вариантов трещин, суммарно не превышающих величину, принимаемую за безопасный размер многоочагового повреждения (раздел 3).

5. Процедура повторяется до тех пор, пока не будет показана невозможность обеспечения обнаружения многоочагового повреждения на выбранной ширине.

Для продольного фюзеляжного стыка с одинаковыми толщинами листов, равными 1 мм, шагом заклёпок 20 мм при номинальном напряжении 8 кг/мм<sup>2</sup> описанным выше способом была определена оптимальная схема установки датчиков. Согласно расчету наиболее оптимальной является установка одного датчика вблизи пяти отверстий на расстоянии около 1 см от наиболее нагруженного ряда соединения.

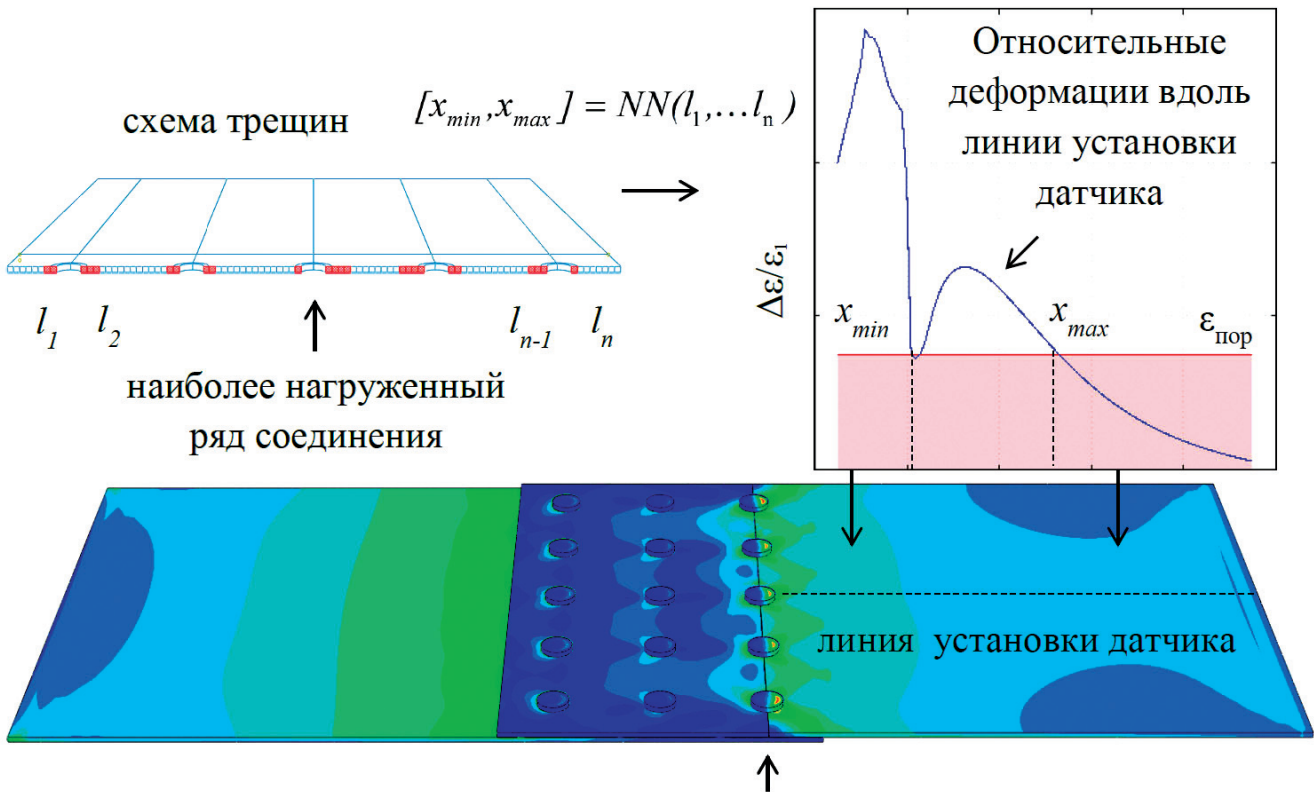


Рис. 8. Определение зависимости  $[x_{\min}, x_{\max}] = NN(l_1, \dots, l_n)$  с помощью анализа НДС по конечно-элементным моделям соединения

## Выводы

В статье рассмотрена возможность мониторинга целостности повреждённой конструкции на примере продольного фюзеляжного стыка по результатам тензометрии. Представлен комплекс мер, которые необходимо выполнить для применения мониторинга состояния конструкции в эксплуатации и испытаниях. Приведен обзор перспективных методов мониторинга на основе формирования зависимости между повреждениями и показаниями системы мониторинга.

На основе исследования кинетики НДС в продольных стыках для определения параметров мониторинга целостности элементов стыка были получены следующие результаты:

— расчетно-экспериментальным методом определено пороговое значение изменения деформации, свидетельствующее о наличии в конструкции повреждений;

— экспериментально определена суммарная площадь безопасных трещин, которые могут возникать в продольном стыке в результате циклической наработки. Полученная общая площадь повреждённой поверхности составляет порядка 20% от площади сечения листа в регулярной части.

Предложена методика определения оптимальной схемы установки датчиков для контроля многоочаговых повреждений в элементах продольного стыка во время испытаний.

*Исследование финансировано Министерством образования и науки Российской Федерации по соглашению № RFMEFI62518X0044.*

## Библиографический список

1. Далецкий С.В., Деркач О.Я., Петров А.Н. Эффективность технической эксплуатации самолётов гражданской авиации: Монография. — М.: Воздушный транспорт, 2002. — 205 с.
2. Максимов Н.А., Малюта Е.В., Шаронов А.В. Система автоматизированного учета повреждений воздушного судна, зафиксированных при предполетном осмотре // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 85-90.
3. Чухлебов Р.В., Лошкарев А.Н., Сидоренко А.С., Дмитриев В.Г. Экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 51-59.
4. Патрикеев С.А. Возможности инновационных систем бортовых измерений при наземных и лётных



- испытаниях // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 76-83.
5. *Doebling S.W., Farrar C.R., Prime M.B., Shevitz D.W.* Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in their Vibration Characteristics A.: Literature Review. — The Shock and Vibration Digest. Los Alamos National Laboratory Technical Report LA-13070-MS, New Mexico, 1996. — 127 p. DOI: 10.2172/249299
  6. *Pisupati P., Dewangan S.K., Kumar R.* Structural Health Monitoring (SHM). Enabling Technology for paradigm shift in next generation Aircraft Design and Maintenance, 2009.
  7. *Kamath G.M., Sundaram R., Gupta N., Rao S.M.* Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors // Structural Health Monitoring. 2010. Vol. 9. No. 6, pp. 497-512. DOI: 10.1177/1475921710365391
  8. *Kahandawa G.C.* Monitoring Damage in Advanced Composite Structures Using Embedded Fibre Optic Sensors. — Doctor of Philosophy (PhD) thesis. — Toowoomba: Queensland, Australia: University of Southern Queensland, 2012. — 258 p. URL: <http://eprints.usq.edu.au/id/eprint/24005>
  9. *Бусарова М.В., Желонкин С.В., Кулеш В.П., Курулюк К.А.* Применение оптического метода видеограмметрии для измерения полей нормальной деформации панели фюзеляжа самолета // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 52-60. DOI: 10.34759/vst-2020-2-52-60
  10. *Wada D., Igawa H., Tamayama M.* et al. Flight demonstration of aircraft fuselage and bulkhead monitoring using optical fiber distributed sensing system // Smart Materials and Structures. 2018. Vol. 27. No. 2. DOI: 10.1088/1361-665X/aaa588
  11. *Yari T., Nagai K., Hotate K.* et al. Monitoring Aircraft Structural Health Using Optical Fiber Sensors // Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review. 2008. Vol. 45. No. 4, pp. 5-8. URL: <https://www.mhi.co.jp/technology/review/pdf/e454/e454005.pdf>
  12. *Jin B., Zhang W., Liang X.* et al. Statistic model for calculating the Hole-Edge crack length using Fiber Bragg grating sensors // 9th European Workshop on Structural Health Monitoring EWSHM (10-13 July 2018, Manchester, United Kingdom). URL: <https://www.ndt.net/article/ewshm2018/papers/0269-Jin.pdf>
  13. *Katsikeros Ch.E., Labeas G.N.* Development and validation of a strain-based Structural Health Monitoring system // Mechanical Systems and Signal Processing. 2009. Vol. 23. No. 2, pp. 372-383. DOI: 10.1016/j.ymssp.2008.03.006
  14. *Güemes A., Fernandez-Lopez A.* Damage Detection in Bolted Joints by Fibre Optics Distributed Sensing // 2nd Int. Symposium on NDT in Aerospace (22-24 November 2010; Hamburg, Germany), 6 p. URL: <https://www.ndt.net/article/aero2010/papers/mo2a2.pdf>
  15. Авиационные Правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2009. — 267 с.
  16. AC 25.571-1D «Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure». Department of transport. Federal Aviation Administration, 13.01.2011. URL: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_25\\_571-1D\\_.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25_571-1D_.pdf)
  17. *Svirskiy Yu.A., Bautin A.A., Papic L., Gadolina I.V.* Methods of Modern Aircraft Structural Health Monitoring and Diagnostics of Technical State // In: Ram M., Davim J. (eds.) Diagnostic Techniques in Industrial Engineering. Management and Industrial Engineering. Springer, Cham. DOI: 10.1007/978-3-319-65497-3\_1
  18. *Swift T.* Damage tolerance capability // International Journal of Fatigue. 1994. Vol. 16. No. 1, pp. 75-94. DOI: 10.1016/0142-1123(94)90446-4
  19. *Нестеренко Б.Г.* Усталость и живучесть продольных стыков обшивки герметических фюзеляжей // Научный вестник МГТУ ГА. Серия «Аэромеханика и прочность». 2007. № 119. С. 70-81.
  20. *Громов В.Ф., Дунаев В.В., Еремин М.В., Макаров А.Ф.* Повышение качества и ресурса авиационных конструкций в зонах механических соединений // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 18-24.
  21. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. — Изд. 2-е, испр. — М.: Вильямс, 2008. — 1104 с.
  22. *Свирский Ю.А., Баутин А.А., Лукьянчук А.А., Басов В.Н.* Приближенный метод решения упругопластической задачи // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 61-70. DOI: 10.34759/vst-2020-2-61-70

## NEURAL NETWORKS TECHNOLOGIES APPLICATION IN PROBLEMS OF CRITICAL PLACES STATUS MONITORING OF TRANSPORT AIRCRAFT STRUCTURE

**Bautin A.A.\* , Svirskiy Yu.A.\*\***

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

*\* e-mail: andrey.bautin@gmail.com*

*\*\* e-mail: yury.svirsky@tsagi.ru*

### Abstract

Air fleet developing prospects all over the world are closely associated with creation of highly efficient methods for maintaining the aircraft airworthiness. One of the tasks, being solved while such methods developing, is cost reduction during the aircraft operation. A reliable and rather effective periodic inspections system can be replaced by the structure status monitoring, which consists in continuous data collection and analysis of airframe integrity throughout the aircraft entire life span.

Status monitoring is performed by the onboard system, which basic elements are recording and analyzing unit, and sensors. The sensors are fixing the structure response at its integrity violation during operation. The damages detection effectiveness and possibility of reliable determination of the operation conditions depends in many ways on the algorithms realization, in which accordance the analyzing unit operates.

Currently, a large number of sensors types, based on various physical principles, have been developed. Strain gauges, which change of readings may indicate the presence of the structure damage, were widely employed while the experiment and approbation of the onboard monitoring systems.

The article proposes a method for determining the sensors installation scheme while fatigue damage detecting in the fuselage joints with account for the local nature of changes in the stress-strain state near the cracks and the allowable size of cracks that can be considered safe under certain conditions. The multi-site damage parameters, at which the residual strength of the joints does not decrease below the permissible level, were selected by studying the fractures of the joint samples by fractography. The optimal sensors installation scheme determining was performed based on the analysis of relation between of the measurement system readings and damages. This relation is presented herewith in the form of the neural network approximation.

The neural network training to obtain the necessary relation was performed based on the results of local deformations determining by the finite element method for various options of the of cracks location in the critical section of the joint. Various factors affecting strain measurements were accounted for while determining the places of sensors installation.

The article presents the result of the developed methodology application for the optimal sensors installation scheme determining in one of the types of longitudinal fuselage joints when detecting multi-point fatigue cracks during fatigue tests.

**Keywords:** status monitoring, lap joint, multi-site fatigue damages, neural network approximation, finite element model of bolted joint.

### References

1. Daletskii S.V., Derkach O.Ya., Petrov A.N. *Effektivnost' tekhnicheskoi ekspluatatsii samoletov grazhdanskoj aviatsii* (Technical operation efficiency of civil aviation aircraft), Moscow, Vozdushnyi transport, 2002, 205 p.
2. Maximov N.A., Maluta E.V., Sharonov A.V. Automated system for aircraft failures recorded during preflight inspection recordkeeping. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 85-90.
3. Chukhlebov R.V., Loshkarev A.N., Sidorenko A.S., Dmitriev V.G. Experimental research of an aircraft product's structure vibrations under flight loads action. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 51-59.
4. Patrikeev S.A. Capabilities of onboard innovation measuring systems while ground and flight tests. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 76-83.
5. Doebbling S.W., Farrar C.R., Prime M.B., Shevitz D.W. *Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in their Vibration Characteristics: A Literature Review*. The Shock and Vibration Digest. Los Alamos National Laboratory Technical Report LA-13070-MS, New Mexico, 1996, 127 p. DOI: 10.2172/249299
6. Pisupati P., Dewangan S.K., Kumar R. *Structural Health Monitoring (SHM). Enabling Technology for*

- paradigm shift in next generation Aircraft Design and Maintenance, Infosys, 2011, 8 p.
7. Kamath G.M., Sundaram R., Gupta N., Rao S.M. Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors. *Structural Health Monitoring*, 2010, vol. 9, no. 6, pp. 497-512. DOI: 10.1177/1475921710365391
  8. Kahandawa G.C. *Monitoring Damage in Advanced Composite Structures Using Embedded Fibre Optic Sensors*. PhD thesis. University of Southern Queensland, Toowoomba, Australia, 2012, 258 p. URL: <http://eprints.usq.edu.au/id/eprint/24005>
  9. Busarova M.V., Zhelonkin S.V., Kulesh V.P., Kuruliuk K.A. Application of optical videogrammetry technique for normal deformation fields of aircraft fuselage panel measuring. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 52-60. DOI: 10.34759/vst-2020-2-52-60
  10. Wada D., Igawa H., Tamayama M. et al. Flight demonstration of aircraft fuselage and bulkhead monitoring using optical fiber distributed sensing system. *Smart Materials and Structures*, 2018, vol. 27, no. 2. DOI: 10.1088/1361-665X/aaa588
  11. Yari T., Nagai K., Hotate K. et al. Monitoring Aircraft Structural Health Using Optical Fiber Sensors. *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review*, 2008, vol. 45, no. 4, pp. 5-8. URL: <https://www.mhi.co.jp/technology/review/pdf/e454/e454005.pdf>
  12. Jin B., Zhang W., Liang X. et al. Statistic model for calculating the Hole-Edge crack length using Fiber Bragg grating sensors. *9<sup>th</sup> European Workshop on Structural Health Monitoring EWSHM (10-13 July 2018, Manchester, United Kingdom)*. URL: <https://www.ndt.net/article/ewshm2018/papers/0269-Jin.pdf>
  13. Katsikeros Ch.E., Labeas G.N. Development and validation of a strain-based Structural Health Monitoring system. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2009, vol. 23, no. 2, pp. 372-383. DOI: 10.1016/j.ymssp.2008.03.006
  14. Güemes A., Fernandez-Lopez A. Damage Detection in Bolted Joints by Fibre Optics Distributed Sensing. *2nd Int. Symposium on NDT in Aerospace (22-24 November 2010; Hamburg, Germany)*, 6 p. URL: <https://www.ndt.net/article/aero2010/papers/mo2a2.pdf>
  15. *Aviatsionnye Pravila. Ch. 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Civil Aviation Safety Regulations. Part 25. Norms of airworthiness of transport category aircraft), Moscow, Aviaizdat, 2009, 267 p.
  16. *AC 25.571-1D "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure"*. Department of transport. Federal Aviation Administration, 13.01.2011. URL: [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_25\\_571-1D\\_.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25_571-1D_.pdf)
  17. Svirskiy Yu.A., Bautin A.A., Papic L., Gadolina I.V. Methods of Modern Aircraft Structural Health Monitoring and Diagnostics of Technical State. In: Ram M., Davim J. (eds.) *Diagnostic Techniques in Industrial Engineering. Management and Industrial Engineering*. Springer, Cham. DOI: 10.1007/978-3-319-65497-3\_1
  18. Swift T. Damage tolerance capability. *International Journal of Fatigue*, 1994, vol. 16, no. 1, pp. 75-94. DOI: 10.1016/0142-1123(94)90446-4
  19. Nesterenko B.G. *Nauchnyi vestnik MGTU GA. Seriya "Aeromekhanika i prochnost"*, 2007, no. 119, pp. 70-81.
  20. Gromov V.F., Dunaev V.V., Eryomin M.V., Makarov A.F. Improvement of aviation structure quality and life in mechanical joint. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 18-24.
  21. Haykin S. *Neural Networks: A Comprehensive Foundation* (2nd Edition). Prentice Hall, 1998, 842 p.
  22. Svirskii Yu.A., Bautin A.A., Luk'yanchuk A.A., Basov V.N. Approximate method for local elastic-plastic problems solving. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 61-70. DOI: 10.34759/vst-2020-2-61-70