

УДК 629.735.33

БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА (БСМ) И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ В НИХ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

Ю.А. Свирский, Ю.П. Трунин, А.В. Панков, М.Д. Зайцев, В.Ф. Фагалов

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия

В работе предложены основные подходы к применению БСМ для мониторинга силовых элементов при эксплуатации ЛА из ПКМ по принципам «безопасного ресурса», по «допустимому повреждению» или по «допустимому повреждению» и «безопасному разрушению». Представлены экспериментальные результаты по определению мест повреждений на основе данных тензометрии и определению характеристик волоконно-оптических датчиков деформаций при циклическом нагружении.

Ключевые слова: бортовая система мониторинга, полимерные композиционные материалы, волоконно-оптические датчики, ресурс, летательные аппараты.

HEALTH MONITORING SYSTEMS (HMS) AND PERSPECTIVES TO USE FIBER BRAGG STRAIN GAGES IN HMS

Yu.A. Svirskiy, Yu.P. Trunin, A.V. Pankov, M.D. Zaytsev, V.F. Fagalov

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Moscow region, Russia;

Basic approaches are proposed for HMS usage at primary PCM aircraft structure monitoring, when service life is assigned using «safe life», «damage tolerance» or both «damage tolerance» and «safe damage» rules. Test results concerning damage identification based on tensometry data and properties of fiber Bragg strain gages under cyclic loading are presented.

Keywords: health monitoring system, composites, fiber Bragg gages, service life, aircrafts.

1. Введение

Бортовые системы мониторинга (БСМ) (за рубежом они называются Health-monitoring system (HMS) или Health and usage monitoring system (HUMS)), используемые в летательных аппаратах (ЛА), можно разделить на 2 основных типа: системы 1-го типа осуществляют мониторинг состояния конструкции (state monitoring), системы 2-го типа осуществляют мониторинг её нагруженности (load monitoring). Их разработке в настоящее время уделяется большое внимание, так как они позволяют перейти к эксплуатации ЛА «по фактическому техническому состоянию», что даёт как значительный экономический эффект, так и повышает надёжность конструкций.

Определение повреждений и/или выхода из строя в системах 1-го типа осуществляется путём сравнения параметров наблюдаемой системы с параметрами «нормально работающей» или исходной системы. За рубежом такие системы вышли на практическое применение для трансмиссий вертолётов, двигателей и авионики [1]. В настоящее время ведётся их разработка для силовых элементов летательных аппаратов (ЛА) из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Для силовых элементов ЛА из ПКМ в связи с особенностями их поведения при циклическом нагружении (пологая кривая усталости и хрупкое поведение при разрушении) такой способ мониторинга является наиболее перспективным.

В системах мониторинга нагруженности расчёт степени расходования ресурса проводится на основе анализа нагрузок и напряжений, полученных от датчиков БСМ. Основная область их применимости – это

металлические силовые элементы ЛА. Напряжения определяются с помощью восстановления реализаций нагрузок по параметрам полёта или с помощью тензометрии. В настоящее время точность восстановления реализаций нагрузок по параметрам полёта, регистрируемым штатными бортовыми самописцами при достаточной частоте их опроса, достаточна для определения расходования ресурса [2] и дополнительная тензометрия требуется только для повышения точности оценок для локальных зон со сложным взаимодействием нагрузок, например, в зоне воздействия сосредоточенных нагрузок.

Эффект от применения систем мониторинга нагруженности достигается благодаря тому, что фактическая нагруженность в эксплуатации отличается от нагруженности, принятой при определении ресурса. В качестве предельного случая можно привести самолёт Бе-200, у которого полёты различаются по повреждаемости до 16 крат в зависимости от типа полёта (перегон, пожаротушение и т.д.) [3]. Для летательных аппаратов других типов различие в нагруженности меньше, например, по статистике, полученной для 70 истребителей F/A-18 в течение 135 тысяч лётных часов, скорость накопления повреждений между различными экземплярами самолёта различается примерно в 2 раза [4].

Практическая реализация БСМ требует проведения большого объёма исследований. В настоящей работе приведены результаты исследований в этой области, проведенных в отделении ресурса конструкций ЛА ФГУП «ЦАГИ»:

- Предложены основные подходы применения БСМ для мониторинга силовых элементов ЛА из ПКМ.
- Проанализирована возможность обнаружения повреждений путём отслеживания кинетики местно-го напряжённо-деформированного состояния (НДС).
- Приведены результаты исследований волоконно-оптических датчиков деформаций (ВОДД) на обрзацах и панелях.

2. Основные подходы к применению БСМ для мониторинга силовых элементов ЛА из ПКМ

Для обеспечения длительной безопасной эксплуатации композитных конструкций на основании нормативных документов [5] можно рекомендовать для выполнения несколько требований:

1) Требование по «безопасному ресурсу» критических мест – остаточная прочность конструкции с обнаруживаемыми повреждениями (Категория 1) в течение ресурса не должна быть меньше расчётной (предельной) нагрузки $P_{\text{ост}} \geq 1.5 P_3$. P_3 - эксплуатационная нагрузка).

2) С надёжно обнаруживаемыми повреждениями во время плановых или назначаемых осмотров (Категория 2) конструкция должна удовлетворять требованиям «допустимого повреждения»: остаточная прочность вследствие усталости и деградации ПКМ в критических местах конструкции должна быть не менее $1.2 P_3$ в течение интервала между осмотрами.

3) С повреждениями, которые обнаруживаются при эксплуатации в течение нескольких полётов невалифицированным в этой области персоналом (Категория 3), конструкция должна удовлетворять требованиям «безопасного разрушения»: сохранение прочности не ниже P_3 в интервале между оперативными формами технического обслуживания. Все требования должны выполняться с учётом влияния окружающей среды.

Обязательным условием применения вышеупомянутых требований является обнаружение повреждений выбранными методами контроля с достаточно высокой вероятностью. Однако, в деталях ПКМ могут существовать зоны с необнаруживаемыми современными методами контроля повреждениями или дефектами, вызванными, например, отклонениями или несовершенствами технологии изготовления или случайными ударными воздействиями. Известная чувствительность ПКМ к межслойному разрушению в этих зонах может привести к появлению и росту межслойных трещин. Для обеспечения безопасной эксплуатации таких мест по «допустимому повреждению» необходимо применять встроенные системы обнаружения межслойных трещин, значительно уменьшить периоды между инструментальными осмотрами конструкции или значительно снизить напряжения, действующие в критических зонах.

При переменном сжатии и/или сдвиге отслаивающаяся часть детали приводит к появлению местного изгиба и к ускорению роста трещины. Если встроенный контроль позволяет обнаружить появление такого местного изгиба, то обеспечение безопасной эксплуатации можно осуществить в соответствии с требованиями «допустимого повреждения».

Однако, если испытаниями установлено, что выполнение этих требований невозможно (например, отсутствует надёжный встроенный контроль или интервал между осмотрами становится слишком мал), то безопасную эксплуатацию можно осуществить с помощью:

- снижения напряжения в критической зоне до уровня, обеспечивающего интервал между инструментальными осмотрами конструкции, равный периоду между тяжёлыми формами технического обслуживания (ТФТО);
- выполнения требований как «допустимого повреждения», так и «безопасного разрушения».

В последнем случае в качестве стопперов межслойного разрушения можно использовать механический крепёж. Если сопротивление усталостному разрушению его и детали такое высокое в зоне расслоения, что интервал между осмотрами приемлемо большой, например, равен длительности эксплуатации между тяжёлыми формами технического обслуживания, то встроенный контроль детали не нужен. Во время ТФТО можно обнаружить инструментальными методами контроля как появление расслоения, так и, конечно, достижение им критических размеров.

В отличие от усталостной повреждаемости, повреждение ПКМ ударом от различных эксплуатационных факторов возникает мгновенно. В месте удара остаточная прочность может снижаться ниже предельной нагрузки. Поэтому сразу после обнаружения повреждения это место должно быть отремонтировано.

Выполнение вышеуказанных требований доказывается испытаниями образцов деталей, узлов, модельных кессонов и натурной конструкции. В случае плоского напряжённого состояния в критических местах конструкции возможна предварительная расчётная оценка прочности, долговечности и живучести этих мест. В случае положительного результата проверки программы расчёта стендовыми испытаниями она может быть введена в бортовую систему мониторинга (БСМ). Появление, рост и остаточная прочность мест конструкции с межслойными трещинами в настоящее время наиболее достоверно выявляется и оценивается экспериментальными методами. Поэтому для оценки бортовой системой мониторинга длительности роста усталостной трещины и остаточной прочности места повреждения необходимо в БСМ ввести экспериментально определённые данные для этого места.

Наиболее приемлемой для эксплуатации будет та конструкция, в которой после стендовых испытаний межслойные трещины в местах конструктивных концентраторов и повреждений, по крайней мере, Категории 1, будут отсутствовать.

Таким образом, для обеспечения длительной безопасной эксплуатации композитных конструкций необходимы как мониторинг состояния конструкции, так и мониторинг её нагруженности. Ниже рассмотрены возможные подходы к использованию данных типов мониторинга. Естественно, при реализации этих подходов необходимы методы, определяющие процедуры в эксплуатации (интервалы между осмотрами, ремонт, продление ресурса) в зависимости от показаний БСМ, а также разработка необходимой нормативной документации.

2.1. Определение остатка ресурса в конструкциях из ПКМ

Мониторинг расходования ресурса критических мест конструкции из ПКМ по условиям усталостной повреждаемости, базирующийся на мониторинге её нагруженности с помощью БСМ, должен проводиться одновременно с мониторингом состояния конструкции. Мониторинг расходования ресурса проводится на основе подхода «безопасного ресурса», мониторинг состояния – на основе подходов «допустимого повреждения» или «безопасного разрушения».

При нерегулярных циклическом и/или длительном статическом нагружениях повреждаемость критического места конструкции за n полётов D_n в общем случае определяется по соотношению, вытекающему из гипотезы линейного суммирования повреждений (ГЛСП)

$$D_n = \sum \frac{n_i}{N_i} + \sum \frac{t_k}{T_k}, \quad (1)$$

где n_i и t_k – число циклов и время действия постоянной нагрузки на i -ом и k -ом режимах в истории нагружения при циклической и статической нагрузках, соответственно; N_i и T_k – долговечность и время до разрушения при постоянной нагрузке на i -ом и k -ом режимах истории нагружения.

Предельное значение D_n по ГЛСП равно A – сумме усталостных повреждений для выбранных в процессе определения ресурса условий нагружения. Следует отметить, что результаты испытаний (например, [6]) показывают, что значение $A = 1$ плохо согласуется с экспериментальными данными, поэтому, так же как и для металлов, предельное значение D_n , вычисляемое по (1), следует приравнять не 1, а некоторой экспериментально определяемой величине A , которая должна определяться из испытаний образцов и конструктивно-подобных элементов.

Для конкретного критического места из результатов натурных испытаний можно определить величину повреждаемости, которая будет накоплена на момент достижения назначенного ресурса D_p , при этом она не должна быть выше значения A , в противном случае D_f приравнивается значению A для данного критического места. Доля неисчерпанной повреждаемости в эксплуатации будет равна $D_f - D_n$. Допустимое число дальнейших полётов (остаток ресурса) будет зависеть от их режимов, чтобы не превысить критическое значение повреждаемости. При $D_n = D_f$ эксплуатация конструкции прекращается, если не было продления назначенного ресурса, или данная зона ремонтируется.

Если в процессе эксплуатации возникла необходимость ремонта рассматриваемого критического места, то после ремонта надо учитывать изменение усталостных свойств, вызванных ремонтом, включая возможное изменение значения A .

В алгоритме определения накопленного повреждения в эксплуатации должен быть блок анализа выхода за пределы допустимой экстраполяции экспериментальных данных о долговечности. Это связано с тем, что при выходе за экспериментально обоснованные пределы, например, при очень высоких амплитудах, может произойти смена механизмов разрушения и, соответственно, усталостных характеристик конструкции. Такая ситуация может произойти только в том случае, если нагрузки выходят за пределы допустимых значений. В этом случае эксплуатация конструкции возможна только по результатам специального анализа с перенастройкой, соответственно, системы мониторинга.

В связи с тем, что, в общем случае, влиянием скорости нагружения на усталостные характеристики конструкций из ПКМ нельзя пренебрегать, то для конструкций из ПКМ, для которых обнаружено это влияние, необходимо формировать не двухпараметрическую, а трёхпараметрическую таблицу полных циклов. В качестве третьего параметра полного цикла должна служить скорость нагружения

$$\dot{\sigma} = 2 \cdot (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) \cdot f \quad (2)$$

здесь f – частота нагружения.

Формирование трёхпараметрической таблицы полных циклов рекомендуется проводить с помощью предложенного в [7] «Способа регистрации параметров условий нагружения при эксплуатации или ресурсных испытаниях механических конструкций», который позволяет значительно сократить требования по объёму памяти, необходимой для запоминания трёхпараметрической таблицы за счёт того, что в таблицу записываются только осреднённые параметры полных циклов, которые встретились в процессе нагружения.

2.1.1. Выбор программы нагружения

Очевидно, что точность определения расходования ресурса критических мест конструкции из ПКМ по условиям усталостной повреждаемости определяется точностью получения их характеристик сопротивления усталости, для получения которых необходимо воспроизводить основные особенности нагружения рассматриваемого ЛА в эксплуатации на основании следующих общих требований к программе нагружения:

- Воспроизведение интегральной повторяемости напряжений.
- Редкие напряжения, ведущие к значительному повышению долговечности исключаются из программы, а те, которые ведут к её уменьшению, не описываемому гипотезой линейного суммирования повреждений, - включаются.

Принимая, что высокие напряжения встречаются очень редко и их появление не зависит друг от друга, можно считать, что они подчиняются распределению Пуассона.

Обозначив редкое напряжение, значительно повышающее долговечность как L_+ , получим, что риск получить неконсервативные результаты имеет вероятность $p_+ = e^{-a(L_+)}$. Для напряжений L_- , нелинейно снижающих долговечность $p_- = 1 - e^{-a(L_-)}$, где $a(L)$ - среднее количество напряжений, которые меньше или равны L . Например, если мы примем оба риска одинаковыми и равными $p_+ = p_- = 0.01$, получим, что нагрузка L_+ или её превышающая должна в среднем встречаться в эксплуатации $a(L_+) = 2 / \lg(e) \approx 5$ раз за срок службы, а в качестве нагрузки L следует выбрать весьма большую нагрузку, чрезвычайно редко встречающуюся в эксплуатации, в среднем всего лишь один раз за примерно 100 сроков службы.

Вывод: Для ПКМ, для которых редкие высокие напряжения нелинейно снижают долговечность, в программу нагружения необходимо включать нагрузки, встречающиеся, по крайней мере, один раз за ресурс.

2.1.2. Отличия от процедуры для металлов

Несмотря на внешнюю похожесть процедуры определения суммы накопленных повреждений с аналогичной процедурой, применяемой для металлических конструкций, следует отметить ряд важных особенностей её применения для конструкций из ПКМ;

- Значение N_i оценивается экспериментально и/или верифицированным методом расчёта для рассматриваемого критического места с нанесённым в нём повреждениями Категории 1. Таким образом, если БСМ не обнаружила повреждение выше Категории 1, то продолжается эксплуатация по «безопасному ресурсу».

- Значение N_i определяется для моды разрушения, с минимальной долговечностью для i -го режима истории нагружения. Это обеспечивает учёт возможностей разрушения по различным механизмам.

- В алгоритм определения накопленного повреждения включается блок анализа выхода за пределы допустимой экстраполяции экспериментальных данных о N_i .

- В общем случае учитывается влияние скорости нагружения на усталостные характеристики конструкций из ПКМ путём формирования 3-х параметрической таблицы полных циклов. В качестве третьего параметра полного цикла служит скорость (частота) нагружения.

- +Изменяется подход к включению высоких редких нагрузок в программу нагружения, служащую основой для получения параметров сопротивления усталости, необходимых для определения повреждения.

Кроме того, для элементов конструкций из ПКМ существенно большее внимание нужно уделять элементам конструкций, работающих в условиях сжатия, а не в зоне растяжения.

Следует также отметить, что для современных элементов конструкций из ПКМ, демонстрирующих высокие значения показателей степени кривых усталости, определение степени расходования ресурса в большинстве случаев не даст экономического эффекта.

2.2. Эксплуатация по «допустимому повреждению» или по «допустимому повреждению» и «безопасному разрушению»

Если БСМ обнаружила повреждение выше Категории 1, то полёты с такими повреждениями не допускаются до проведения ремонта. Ремонт должен восстановить предельную (расчётную) прочность и обеспечить назначенный ресурс конструкции, так как повреждение может появиться в самом начале эксплуатации.

Начало первого осмотра при наличии повреждения Категории 1 или без него корректируется с использованием формулы (1). В этом случае критерием осмотра служит достижение D_n значения D_{j0} , определяемого по программе нагружения, принятой при назначении ресурса для количества полётов, соответствующего моменту начала первого осмотра.

Интервалы между осмотрами тоже можно корректировать с использованием формулы (1), но в качестве кривой усталости для определения значений N_i брать кривую, полученную при развитии трещины или из интегрирования зависимости скорости развития трещины от параметров напряжённо-деформированного состояния. Этот вариант применим только для элементов конструкций из ПКМ, демонстрирующих низкие скорости развития трещины при эксплуатационных нагрузках.

3. Экспериментальные исследования

3.1. Определение мест повреждений на основе данных тензометрии

Рядом исследователей отмечалась возможность обнаружения повреждений путём отслеживания кинетики НДС [8-12]. Для практической отработки этого метода были проанализированы результаты испытаний на экспериментальном стенде, состоящем из 12-канальной системы нагружения и систем измерения, включающих аппаратуру для проведения тензометрии и дефектоскопии [13]. Настройка численного значения критерия повреждения выполнялась путём сравнения результатов анализа тензометрии с результатами периодической ультразвуковой дефектоскопии. Было обнаружено, что на кинетику относительного изменения деформаций влияет не только изменение условий нагружения, но и изменение свойств конструкции из ПКМ при циклическом нагружении. В настоящее время проводятся поисковые исследования по практической отработке алгоритмов и технологий, позволяющих надёжно определять численное значение критерия повреждения при произвольном изменении условий нагружения и свойств конструкции из ПКМ.

3.2. Результаты исследование ВОДД

Учитывая то, что применение волоконно-оптических датчиков деформаций (ВОДД) для задач тензометрии является одним из перспективных направлений, был также проведён ряд исследований этих датчиков при статическом и циклическом нагружениях. Как известно, волоконно-оптические датчики для этих задач имеют определённые преимущества, а именно:

1. Высокая долговечность: оптические сенсоры деформации позволяют проводить испытания с большим числом циклов нагружения даже на материалах с высокими амплитудами деформаций;
2. Применимость в суровых рабочих условиях: оптические сенсоры деформации можно использовать в зонах с электромагнитными влияниями или во взрывоопасных средах;
3. Мультиплексирование (одно волокно – несколько измерительных точек): оптические сенсоры деформации позволяют упростить кабельную систему. Несколько оптических элементов можно встроить в одно стекловолокно.

В настоящей работе внимание уделено волоконно-оптическим датчикам деформации, интегрированным в ламинат ПКМ с многонаправленной укладкой. Датчики были размещены между слоями $0^\circ/-0^\circ$, $0^\circ/-45^\circ$ и $0^\circ/-90^\circ$ укладки ПКМ. Основная цель работы заключалась в исследовании влияния различных эксплуатационных факторов и расположения датчиков внутри ПКМ на их показания при статическом и циклическом нагружении образцов. Испытания проводились при нормальной, пониженной и повышенной температурах, а также до и после влагонасыщения образцов. Полученные в процессе испытаний данные с ВОДД сопоставлялись с данными, полученными с применением традиционных тензорезисторов.

3.2.1. Исследование характеристик ВОДД на образцах

Основной объём исследований был выполнен на образцах, изготовленных НТИЦ «АпАТЭК-Дубна» (Рис. 1). Вывод интегрированных ВОДД осуществлялся через боковые грани образцов вблизи захватных частей образцов.

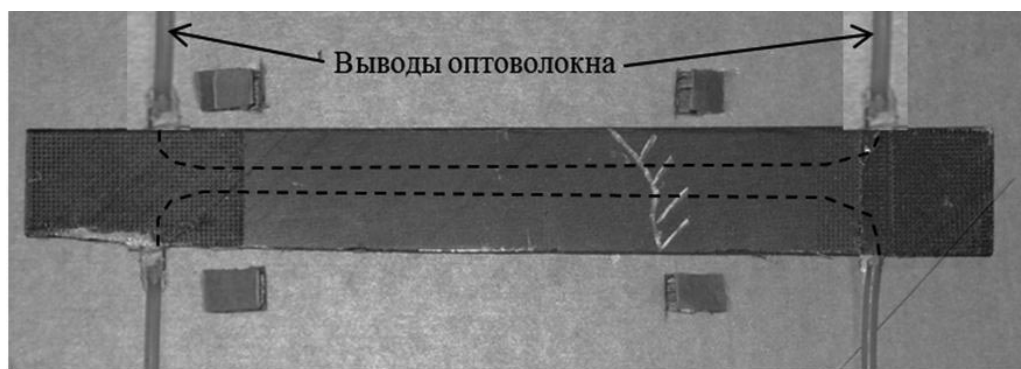


Рис. 1. Образец с интегрированными ВОДД
Specimen with embedded fiber Bragg strain gages

Основные полученные результаты:

1. Датчики обладают хорошим сопротивлением усталости в рабочем диапазоне циклических деформаций: $\pm 0.22\% \rightarrow > 1\,759\,000$ циклов; $+0.185/-0.172\% \rightarrow > 500\,000$ циклов.
2. Точность измерения деформаций с помощью ВОД сопоставима с точностью измерения деформаций с помощью тензорезисторов при комнатных, а также при повышенных ($+82^\circ\text{C}$) и пониженных (-55°C) температурах, характерных для эксплуатации элементов конструкций ЛА из ПКМ и лежит в пределах $\pm 0.6-3.5\%$, если датчики расположены в непосредственной близости друг от друга.
3. Интегрированные в ПКМ волоконно-оптические датчики деформаций устойчивы к воздействию влаги.
4. Пониженные коэффициенты теплопроводности ПКМ приводят к градиентам по температуре и, следовательно, к градиентам по деформациям на поверхности и внутри элементов конструкций ЛА из ПКМ. Поэтому для правильной интерпретации измеряемых с помощью интегрированных в ПКМ ВОДД деформаций в элементах конструкций ЛА, эксплуатируемых в широком диапазоне изменения температур, необходимо проведение специальных исследований для решения вопросов об учёте деформаций, возникающих вследствие изменения температуры, и влияния градиентов температурных деформаций по толщине.
5. В ряде случаев на показания ВОДД, интегрированных между слоёв ПКМ, оказывает влияние как неоднородность структуры ПКМ в месте расположения датчика, так и градиенты напряжений в результате изгиба. Этот фактор ведёт к тому, что для получения точных результатов тензометрии конструкции с помощью ВОДД, интегрированных между слоями ПКМ, эту конструкцию необходимо предварительно калибровать, что представляет значительные трудности для натуральных конструкций.
6. Несмотря на то, что вывод оптоволоконного датчика осуществлялся через боковые поверхности образцов (Рис. 1), в том случае, когда эти выводы сдавливались в гидрозавхватах испытательной машины, сигнал с датчиков пропадал и снова восстанавливался после расжатия концевой части образца в захватах. Это указывает на то, что необходимо обращать внимание не только на зону расположения ВОДД, но и на трассировку оптоволоконного датчика.

3.2.2. Исследование характеристик ВОДД на панелях.

Для исследования и контроля деформаций панелей в процессе статических испытаний на сжатие в процессе нагружения кроме датчиков ВОДД, интегрированных в панель, на образец наклеивали тензорезисторы типа FLA-10 (Рис. 2). Трёхстрингерные панели изготовлены НТИЦ «АПАТЭК-Дубна» из композиционного материала методом вакуумной инфузии с использованием преформы, выполненной из сухого углеродного наполнителя.

Схема ориентации и чередования слоёв углеродной ткани обшивки панели были аналогичны образцам.

Зафиксированную в приспособлении испытательной машины панель (Рис. 3) пять раз нагружали усилием сжатия от $P_{\min} = 0$ до $P_{\max} = -500$ кН ($\varepsilon = 0,08 - 0,1\%$) для обтяжки тензорезисторов и датчиков ВОДД.

Основные результаты исследования ВОДД на панелях:

1. Средний уровень относительных деформаций в панели на последнем перед разрушением панели режиме нагружения при $P = -250$ тс составлял $-0,53\%$.
2. Относительное отклонение показаний ВОДД от показаний тензорезисторов находится в пределах $2,4-15,3\%$, при этом во всех случаях показания ВОДД были меньше показаний тензорезисторов. По нашему мнению, такая вариация отклонений, которые уменьшаются с возрастанием нагрузки, связана с различием деформаций внутри ПКМ.
3. Для усреднённых показаний по выбранному сечению отклонение показаний ВОДД от показаний тензорезисторов уменьшается до 5% .
4. Показано преимущество наклеенных на реальную конструкцию датчиков ВОДД по сравнению с интегрированными в неё.

4. Выводы

1. Создание конкурентоспособного ЛА требует оснащения его бортовой системой мониторинга и прогнозирования повреждений.
2. Разработка БСМ требует системного подхода и должна начинаться с анализа конструкции и выра-

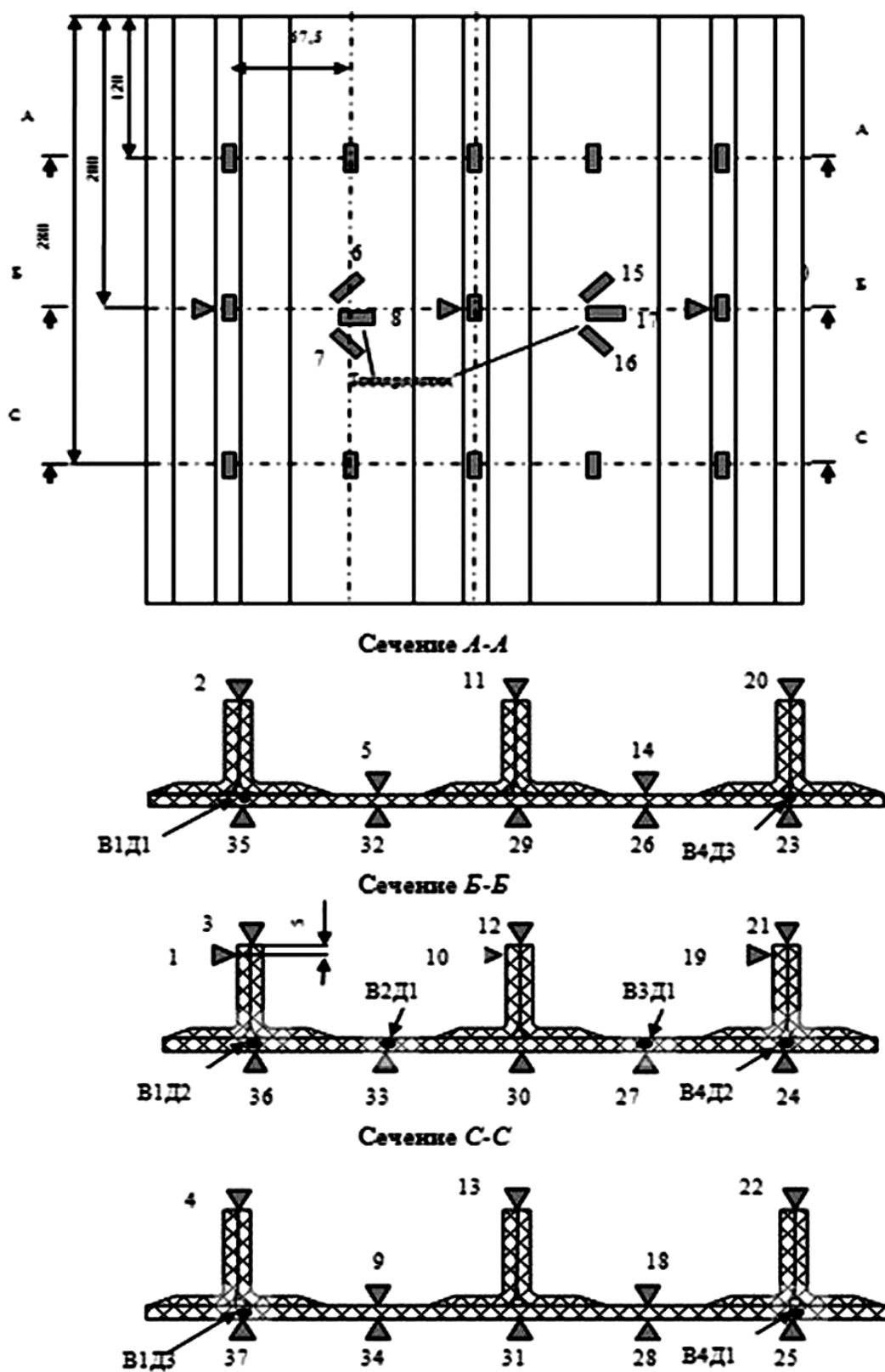


Рис. 2. Типовая схема расположения тензорезисторов (∇) и датчиков ВОД (\bullet В \overline{r} Д \overline{j})
Typical layout of resistance strain gage (∇) and fiber Bragg strain gages (\bullet В \overline{r} Д \overline{j})

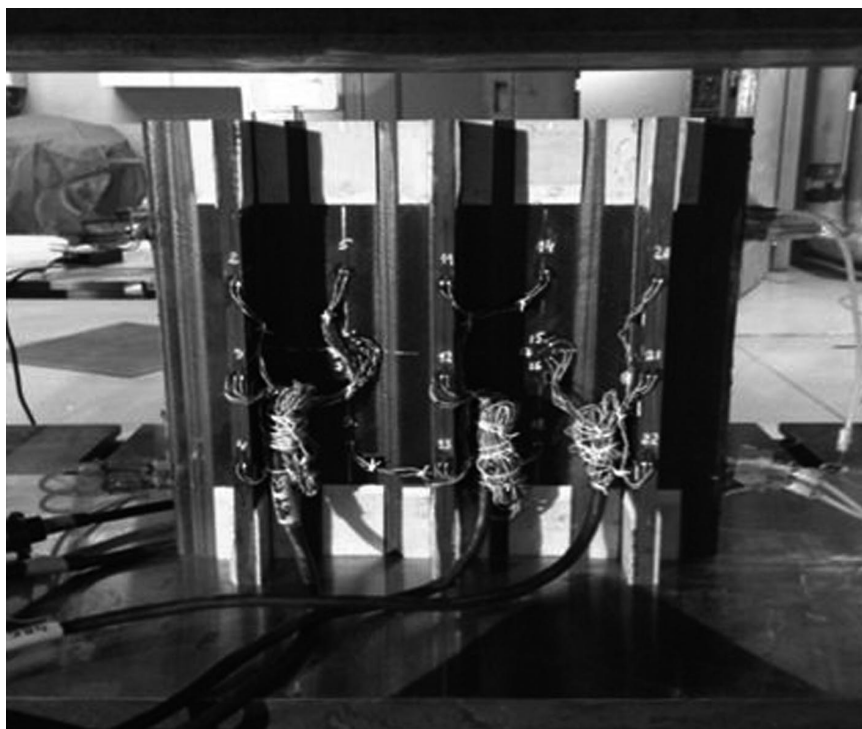


Рис. 3. Панель в испытательной машине
Panel in testing machine

ботки оптимальных методов её мониторинга.

3. Необходимо продолжить тестирование методов обнаружения повреждений и разработку методов интерпретации их показаний.

4. Наклеенные на реальную конструкции волоконно-оптические датчики деформаций по сравнению с интегрированными в неё обладают рядом преимуществ, наиболее важными из которых являются отсутствие влияния на их показания полей деформаций внутри ПКМ и ремонтпригодность.

5. Необходимы методы, определяющие процедуры в эксплуатации (интервалы между осмотрами, ремонт, продление ресурса) в зависимости от показаний БСМ, а также разработка необходимой нормативной документации.

Библиографический список

1. Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Edited by Christian Boller, Fu-Kuo Chang and Yozo Fujino, 2009, John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 978-0-470-05822-0
2. Орлова Т.И., Цымбалюк В.И. (ФГУП «ЦАГИ»). Опыт, проблемы и перспективы использования систем мониторинга нагрузок на самолет в эксплуатации. Тезисы научно-технической конференции «Прочность конструкций ЛА», г. Жуковский ЦАГИ, 2012 г.
3. Svirskiy Yu., Dubinskiy V. Outline of aircraft structure health and usage monitoring systems and methods used for their realizations. Proceedings of 28th International congress of the aeronautical sciences, Australia, 2012
4. Molent L., Agius J. Agile Military Aircraft, Chapter 98 in «*Encyclopedia of Structural Health Monitoring*», John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 978-0-470-05822-0, 2009, pp.1-15
5. Advisory Circular AC No: 20-107B, Composite Aircraft Structure, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2009, 37 p.
6. Passipoularidis V. A., Vrnsted P., Fatigue evaluation algorithms: Review Risш-R-1740(EN), 2009, 65 p.
7. Свирский Ю.А., Стерлин А.Я. Метод компактной регистрации параметров нагруженности при ресурсных испытаниях и в процессе эксплуатации механических конструкций, *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*, №4, 2016. Том 82.
8. Tikka J., Hedman R., Siljander A. Strain Gauge Capabilities in Crack Detection, H.: Technical Research Centre of Finland (design report), 2003. с. 1-8.
9. Geuemes A., Fernandez-Lopez A., Fernandez A. Damage Detection in Composite Structures from Fibre Optic Distributed

Strain Measurements, N.: 7th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2014. с. 528-535.

10. Bernal D. Load Vectors for Damage Localization, *Journal of Engineering Mechanics*, v. 128, B.: American Society of Civil Engineers (ASCE), 2002. с. 7-14.

11. Aditya Kaushik, Arun Sundaram B., Farvaze Ahmed A. K., Parivallal S., Ravisankar K. Damage Detection using Damage Locating Vector, P.: SAINTGITS College of Engineering, *International Journal of Research and Innovations in Science and Technology*, 2014. с. 36-41.

12. Lei Qiu, Shenfang Yuan, Fu-Kuo Chang, Qiao Bao, Hanfei Mei. On-line updating Gaussian mixture model for aircraft wing spar damage evaluation under time-varying boundary condition, L.: IOP Publishing, *Smart Materials and Structures*, 2014. с. 1-14.

13. Баутин А. А. «Разработка и апробация методов мониторинга повреждений по данным тензометрии в процессе ресурсных испытаний натуральных конструкций», Доклад на 3-й научно-технической конференции ИМАШ РАН - «Динамика и прочность аэрогидроупругих систем», Москва, 21 - 23 октября 2015

References

1. Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Edited by Christian Boller, Fu-Kuo Chang and Yozo Fujino, 2009, John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 978-0-470-05822-0

2. Орлова Т.И., Цымбалюк В.И. (ФГУП «ЦАГИ»). Опыт, проблемы и перспективы использования систем мониторинга нагрузок на самолет в эксплуатации. Тезисы научно-технической конференции «Прочность конструкций ЛА», г. Жуковский ЦАГИ, 2012 г.

3. Svirskiy Yu., Dubinskiy V. Outline of aircraft structure health and usage monitoring systems and methods used for their realizations. Proceedings of 28th International congress of the aeronautical sciences, Australia, 2012

4. Molent L., Agius J. Agile Military Aircraft, Chapter 98 in «*Encyclopedia of Structural Health Monitoring*», John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 978-0-470-05822-0, 2009, pp.1-15

5. Advisory Circular AC No: 20-107B, Composite Aircraft Structure, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2009, 37 p.

6. Passipoularidis V. A., Brundsted P., Fatigue evaluation algorithms: Review R18-R-1740(EN), 2009, 65?.

7. Svirskiy Yu. A., Sterlin A. Ya. Method of compact storage of load history representation results at service life tests and at service life of mechanical constructions, *Zavodskaya Laboratoriya. Diagnostika Materialov*, 2016, №4, 2016. Volume 82.

8. Tikka J., Hedman R., Siljander A. Strain Gauge Capabilities in Crack Detection, H.: Technical Research Centre of Finland (design report), 2003. с. 1-8.

9. Geuemes A., Fernandez-Lopez A., Fernandez A. Damage Detection in Composite Structures from Fibre Optic Distributed Strain Measurements, N.: 7th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2014. с. 528-535.

10. Bernal D. Load Vectors for Damage Localization, *Journal of Engineering Mechanics*, v. 128, B.: American Society of Civil Engineers (ASCE), 2002. с. 7-14.

11. Aditya Kaushik, Arun Sundaram B., Farvaze Ahmed A. K., Parivallal S., Ravisankar K. Damage Detection using Damage Locating Vector, P.: SAINTGITS College of Engineering, *International Journal of Research and Innovations in Science and Technology*, 2014. с. 36-41.

12. Lei Qiu, Shenfang Yuan, Fu-Kuo Chang, Qiao Bao, Hanfei Mei. On-line updating Gaussian mixture model for aircraft wing spar damage evaluation under time-varying boundary condition, L.: IOP Publishing, *Smart Materials and Structures*, 2014. с. 1-14.

13. Bautin A.A. Development and approbation of health monitoring methods based on tensometry data at full-scale service life tests, *Paper on the 3-rd scientific and technical conference of IMASH RAN - «Dynamics and strength of aeroelastic systems»*, Moscow, 2015 (In Russ.)

Сведения об авторах

Ю.А. Свирский: ктн, доцент, начальник отдела Центрального аэрогидродинамического института, Жуковский Московской области, Россия, yury.svirsky@tsagi.ru, тел +7(495) 556 45 41;

Ю.П. Трунин: ктн, вед. научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института, Жуковский Московской области, Россия, pio18@tsagi.ru, тел +7(495) 556 45 33;

А.В. Панков: ктн, зам. начальника отделения Центрального аэрогидродинамического института, Жуковский Московской области, Россия, andrey.pankov@tsagi.ru, тел +7(495) 556 42 47

М.Д. Зайцев¹: ктн, начальник отдела Центрального аэрогидродинамического института, Жуковский Московской области, Россия, mikhail.zaitsev@tsagi.ru, тел +7(495) 556 49 16.

В.Ф. Фагалов: младший научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института, Жуковский Московской области, Россия, pio18@tsagi.ru, тел +7(495) 556 39 66;

¹ Контактное лицо