УДК 620.172.2, 620.173.2

А.А. Баутин, Ю.А. Свирский, А.В. Панков, Р.В. Воронков

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

СПОСОБЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ДЕФОРМАЦИЙ В СИСТЕМАХ МОНИТОРИНГА

Рассмотрены вопросы мониторинга повреждений элементов авиационной конструкции. По результатам исследования гладких образцов и панелей приведены результаты усталостных характеристик оптоволоконных датчиков, импрегнированных в матрицу композитного материала. Предложен метод контроля целостности конструкции из алюминиевых сплавов на основе анализа кинетики местного напряженно-деформированного состояния. Приведены результаты оценки зон изменения напряженно-деформированного состояния (НДС) с помощью конечно-элементного (КЭ) расчета с учетом определения параметров усталостных трещин на разных стадиях повреждения.

Ключевые слова: волоконно-оптические датчики, мониторинг состояния конструкции, полимерный композитный материал, кинетика местного НДС.

A.A. Bautin, Yu.A. Svirsky, A.V. Pankov, R.V. Voronkov

The Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Russian Federation

METHODS OF USING FIBER BRAGG GRATING STRAIN SENSORS IN MONITORING SYSTEMS

Issues of damage monitoring of aircraft structure elements are considered. Based on the results of the study of smooth samples and panels, the results of the fatigue characteristics of fiber-optic sensors impregnated into the matrix of the composite material are presented. A method of inspection the integrity of aluminum alloy structures based on an analysis of the kinetics of a local stress-strain state is proposed. The results of the assessment of the zones of stress-strain state change using the finite element method are given taking into account the determination of the parameters of fatigue cracks at different stages of damage.

Keywords: fiber Bragg grating sensors, structural health monitoring, polymer composite material, kinetics of the stress strain state.

В ходе многолетней практики проектирования и эксплуатации воздушных судов сложились два типа мониторинга авиационной конструкции: мониторинг состояния конструкции, целью которого является

определение повреждений и анализ целостности элементов планера самолёта, и мониторинг нагруженности, который преследует несколько целей. Мониторинг нагруженности в основном применяется в элементах авиационной конструкции из металлических сплавов и может быть направлен:

- на сравнение фактической нагруженности с типовым спектром нагружения, который был использован на этапе натурных сертификационных испытаний конструкции самолета, в результате чего могут быть внесены необходимые корректировки периодичности осмотра летательного аппарата (ЛА);

- корректировку назначенного ресурса путём определения повреждаемости конструкции от фактической эксплуатационной нагруженности и её сравнения с расчетной повреждаемостью, принятой при назначении ресурса;

- контроль действующих напряжений и подтверждение характеристик НДС, полученных на этапе расчета.

Контроль нагруженности может быть осуществлён прямыми и косвенными методами. Прямые методы подразумевают регистрацию напряжений, действующих в рассматриваемом критическом месте при эксплуатации. Для этих целей были разработаны специальные устройства, такие как LTMS (Life-Time Monitoring System) [1], которая дополнительно устанавливается на самолёт Airbus A400M, и отечественная система СМН-200 [2], которая входит в состав штатного оборудования самолёта Бе-200ЧС. Возможности СМН-200 также позволяют производить учет накапливаемой повреждаемости и осуществлять контроль отсутствия разрушений основных силовых элементов самолёта с помощью датчиков трещин и стационарных тензодатчиков. Установка системы мониторинга на Бе-200 обусловлена спецификой назначения данного самолёта. В зависимости от выполняемой задачи повреждаемость полётов Бе-200 может отличаться в пятнадцать раз.

В ЦАГИ разработка таких систем началась с создания бортового счетчика ресурса (БСР) и принципов его применения. Одной из отличительных особенностей БСР было применение в нём так называемых «самокалибрующихся» датчиков деформаций, которые позволяли периодически производить не только проверку работоспособности датчика, но и контролировать точность измерения деформаций [3].

Для определения нагруженности косвенными методами было предложено два подхода:

1. Определение нагруженности по реакции на циклические нагрузки специальных датчиков.

2. Расчётное определение нагруженности по показаниям штатного бортового регистратора (аварийного самописца).

В качестве примера применения первого подхода можно привести разработку автоматического счетчика нагруженности (АСН) [4] и датчиков усталости [5–7]. АСН представляет собой устройство с комплектом чувствительных фольговых элементов, работающих совместно с конструкцией. За счет малой по сравнению с контролируемым местом долговечности повреждаемость места может быть оценена количеством разрушенных сменных чувствительных элементов. Анализ эксплуатационной повреждаемости и нагруженности может быть проведён с помощью сравнения количества разрушенных чувствительных элементов при эксплуатации и в ресурсных испытаниях конструкции. По существу, информация о разрушенных датчиках-свидетелях не даёт полного представления о количестве и параметрах отработанных циклов, поэтому АСН не является прибором прямого определения нагруженности. Аналогичные системы создавались и за рубежом (см. например, [7]).

Датчик усталости изготавливался из фольги, сопротивление [5] или отражающие свойства [6] которой изменялись под действием циклических нагрузок. Из-за малого диапазона чувствительности он не получил широкого распространения. Из-за трудностей в их калибровке и других недостатков данные устройства так и не нашли широкого применения в эксплуатации и использовались только на этапе летных испытаний.

Более широкое применение в эксплуатации нашли системы мониторинга, определяющие нагруженность по показаниям штатного бортового регистратора. Первые варианты таких систем, которые нашли наиболее широкое применение в военной авиации, были основаны на показаниях датчиков перегрузок в центре тяжести. Принцип использования таких систем аналогичен принципу действия систем с прямым измерением напряжений и основывается на предположении, что напряжения в критических местах пропорциональны перегрузкам в центре тяжести ЛА, которое в ряде случаев неверно.

В работе [8] показано, что данных, зарегистрированных бортовыми аварийными самописцами, достаточно для однозначного определения нагруженности всех критических мест планера самолёта, за исключением особых зон, например, подверженных воздействию акустических нагрузок. Главным преимуществом таких систем является отсутствие необходимости в использовании дополнительных измерительных устройств для сбора и обработки полётной информации.

Таким образом, вопрос мониторинга нагруженности на большинстве ЛА может быть полностью закрыт с помощью штатных устройств и дополнительных алгоритмов обработки полётной информации.

Для элементов конструкции самолёта, выполненных из ПКМ, учёт фактической нагруженности менее важен, чем для металлических элементов. Это связано с тем, что кривые усталости для элементов конструкции самолёта из ПКМ имеют более пологий наклон, поэтому допускаемые циклические напряжения после уменьшения на коэффициент надёжности лежат ниже предела выносливости. Для конструкций из ПКМ более актуальная задача состоит в контроле условий эксплуатации конструкции, самыми важными из которых являются инциденты, связанные с повреждением конструкции от дискретных источников, т.е. разного рода ударов. На рис. 1 показаны возможные повреждения и причины повреждений, которые могут встретиться во время эксплуатации самолёта.

В данный момент системы мониторинга конструкции, рассчитанные на анализ состояния её элементов, находятся на этапе проектирования и апробации. Эти системы условно можно разделить на две группы: пассивные и активные – по принципу работы датчиков, которыми оборудованы эти системы. К первой группе относятся системы, регистрирующие влияние на элементы от эксплуатационных факторов, такие как проволочные и фольговые тензорезисторы, волоконно-оптические датчики, датчики акустической эмиссии и другие датчики. Активными системами мониторинга являются приборы, возбуждающие в конструкции определённого рода сигналы и регистрирующие отклик на эти сигналы, например, токовихревые датчики и системы анализа распространения нормальных волн (волн Лэмба).

Определение нагрузок при анализе текущего состояния конструкции бортовой системой также является важной задачей. Это связано с тем, что контроль целостности в этом случае осуществляется

а

б

в

г

д

е

Рис. 1. Повреждения авиационной конструкции в эксплуатации: *а* – повреждение конструкции из ПКМ от разряда молнии; *б* – повреждение носовой части самолёта от крупного града; *в* – повреждение хвостовой части самолёта от удара о взлётно-посадочную полосу; *г* – повреждение обшивки из металла от удара сервисной техники; *д* – повреждение стабилизатора самолёта от столкновения с птицей; *е* – повреждение наружных элементов силовой установки при буксировке самолёта

путем сравнения параметров наблюдаемой системы с параметрами нормально работающей системы без повреждений, которое нужно проводить после приведения к одним и тем же условиям нагружения.

Массив информации, фиксируемый системами мониторинга состояния и возникающих повреждений, гораздо более полный, чем те объёмы данных, которые требуются и собираются для определения нагруженности. Различные датчики, предназначенные для контроля целостности, могут быть размещены на поверхности и внутри элементов планера самолёта. Задача правильного распределения датчиков в конструкции и вопрос возможности технической реализации конкретных схем размещения датчиков имеют особую важность [9].

Технически элементы системы мониторинга целостности авиационной конструкции должны удовлетворять следующим требованиям:

- выдерживать такое же или большее количество эксплуатационных циклов, как и контролируемые элементы. Для датчиков, не удовлетворяющих этому условию, должна быть разработана эффективная система резервирования;
- не нарушать целостность конструкции и не уменьшать её прочность, обеспечивая при этом заданные ресурсные характеристики контролируемых элементов конструкции;
- обеспечивать возможность ремонта и замены, утративших способность получать и передавать информацию элементов системы мониторинга;
- иметь небольшой объём и вес;
- иметь возможность дополнения и расширения системы контроля на тот случай, если дополнительные опасные с точки зрения прочности места будут обнаружены в эксплуатации.

Характеристики системы мониторинга должны формироваться с учетом особенностей и свойств исследуемой конструкции, среди которых следует принимать во внимание: специфику образования, типы, темпы роста и влияние на прочность накапливаемых повреждений. Набор методов, призванных осуществлять контроль целостности элементов из металла и ПКМ, должен учитывать свойства этих материалов, а также особенности их разрушения.

В элементах из металлических сплавов, обладающих высокими токопроводящими свойствами, а также сплошностью и изотропией, могут успешно применяться, например, токовихревые методы, методы

акустической эмиссии, а также неразрушающие методы контроля с помощью волн Лэмба.

Для ПКМ при формировании методов, направленных на идентификацию повреждений, должны учитываться следующие особенности: слоистая структура, анизотропия механических характеристик и существенные диссипативные свойства. В элементах из ПКМ существует несколько механизмов усталостного повреждения, наиболее частым из которых является межслоевое расслоение. Одним из наиболее эффективных методов определения в ПКМ повреждений является вакуумный метод контроля (Comparative Vacuum Monitoring [10]), суть которого заключается в нарушении герметизации специального датчика при появлении в месте его расположения усталостных повреждений.

Одним из наиболее универсальных методов, с помощью которого возможно определение повреждений в конструкции и из металла, и из ПКМ, является анализ местного НДС. Анализ может быть осуществлен путём установки тензодатчиков в определённых местах конструкции и сравнения их показаний, полученных путём тензометрии при разной наработке. Основными преимуществами использования постоянной тензометрии при натурных испытаниях и в эксплуатации являются:

- получение информации о фактическом НДС конструкции в местах расположения датчиков, которые, как правило, приходятся на наиболее ответственные и уязвимые по усталости участки элементов;
- хорошо известная и годами отработанная технология использования тензодатчиков всех типов, включая волоконно-оптические, для которых доступна возможность импрегнирования в элементах из ПКМ;
- возможность верификации показаний датчика с помощью расчёта или анализа НДС по конечно-элементной (КЭ) модели;
- соответствие всем требованиям, разработанным для элементов системы мониторинга и приведённым выше.

Возможность обнаружения повреждений путем отслеживания кинетики НДС преследовалась несколькими как зарубежными, так и отечественными исследователями [11]. Наиболее важные результаты, которые были зафиксированы при первых попытках применения мониторинга, относились к испытаниям прототипа кессона крыла из ПКМ перспективного среднемагистрального пассажирского самолёта. Во время этих испытаний с помощью периодической тензометрии были зафиксированы изменения показаний тензорезисторов, расположенных

на наиболее ответственных участках конструкции. Изучение результатов ультразвуковой дефектоскопии и результатов наружного осмотра подтвердило предположение о том, что наличие в конструкции повреждений может быть обнаружено по изменениям показаний тензорезисторов. Дополнительно было обнаружено, что кинетика изменения деформаций обусловлена не только появлением повреждений и изменением условий нагружения, но и изменением свойств конструкции из ПКМ при циклическом нагружении.

Одним из наиболее перспективных направлений при использовании тензометрии является применение волоконно-оптических датчиков деформаций (ВОДД). К основным преимуществам ВОДД относятся:

- высокая долговечность: оптические сенсоры выдерживают испытания с большим числом циклов, при этом целостность датчиков сохраняется даже при высоких амплитудах деформаций;
- применимость в трудных рабочих условиях: оптические датчики деформации широко используются в зонах с электромагнитными влияниями или в контакте с взрывоопасными средами;
- мультиплексирование (установка на одном волокне нескольких измерительных точек): оптические сенсоры деформации позволяют упростить кабельную систему и сделать измерительную систему более компактной.

В работе [12] показаны основные результаты, полученные при испытаниях образцов и панелей из ПКМ с многонаправленной укладкой, и с ВОДД, расположенными между слоями материала. Целью работы являлось исследование влияния различных эксплуатационных факторов и расположения датчиков внутри ПКМ на их показания при статическом и циклическом нагружении образцов. Испытания проводились в различных температурных условиях, а также с учетом влагонасыщения. Объектами испытаний являлись плоские образцы в виде полосы (рис. 2, а) и трехстрингерные панели (рис. 2, б, в), изготовленные методом вакуумной инфузии, с интегрированием ВОДД в панель в процессе изготовления. Для верификации зарегистрированных деформаций дополнительно на образцы и панели устанавливались плёночные тензорезисторы (ТР).

Основные результаты, которые были получены при испытании образцов и панелей следующие:

1. Датчики обладают хорошим сопротивлением усталости в рабочем диапазоне циклических деформаций: $\pm 0,22\%$, $+0,185/-0,172\%$ при базе $(0,5-2)10^6$ циклов;

Рис. 2. Вид испытываемых объектов для определения характеристик ОДД: *а* – образец с двумя датчиками ВОДД внутри и ТР, расположенными на поверхности; *б* – трёхстрингерная панель из ПКМ, разделённая по сечениям, в которых устанавливались ВОДД; *в* – общий вид трёхстрингерной панели из ПКМ с ТР, расположенными на поверхности конструкции в местах установки ВОДД

2. Точность измерения деформаций с помощью ВОДД сопоставима с точностью измерения деформаций с помощью ТР в эксплуатационном диапазоне температур и лежит в пределах $+0,6-3,5\%$;

3. Интегрированные в ПКМ ВОДД устойчивы к воздействию влаги;

4. Пониженные коэффициенты теплопроводности ПКМ являются причиной температурных градиентов и, следовательно, деформационных градиентов на поверхности и внутри элементов конструкций ЛА из ПКМ. Для правильной интерпретации измеряемых с помощью интегрированных в ПКМ ВОДД в элементах конструкций ЛА, которые эксплуатируются в широком диапазоне изменения температур, необходимо проведение дополнительных исследований для решения вопросов об учёте деформаций, вызванных изменениями температуры и влиянием градиентов температурных деформаций по толщине;

5. В некоторых случаях на показания ВОДД, интегрированных между слоями ПКМ, было зарегистрировано как влияние неоднородности структуры ПКМ в месте расположения датчика, так и действие

градиентов напряжений в результате изгиба. Эти обстоятельства приводят к тому, что для получения точных результатов тензометрии конструкции с помощью ВОДД, интегрированных между слоями ПКМ, необходима предварительная калибровка конструкции, что представляет значительные трудности для натурных испытаний;

6. Несмотря на то, что вывод оптоволокну осуществлялся через боковые поверхности образцов (рис. 2,а), в том случае, когда эти выводы сдавливались в гидрозахватах испытательной машины, сигнал с датчиков пропадал и снова восстанавливался после расжатия крайней части образца в захватах. Это указывает на то, что необходимо обращать внимание не только на зону расположения ВОДД, но и на трассировку оптоволокну;

7. Относительное отклонение показаний ВОДД от показаний ТР в панелях находится в пределах 2,4–15,3 %, при этом во всех случаях показания ВОДД были меньше показаний ТР. Такая вариация отклонений, уменьшающихся с возрастанием нагрузки, может быть связана с различием деформаций внутри ПКМ. Это предположение требует дополнительного экспериментального и расчетного подтверждения;

8. Для усреднённых показаний по выбранному сечению в панелях отклонение показаний ВОДД от показаний ТР составляет около 5 %.

Важным результатом исследования конструкций из ПКМ, импрегнированных в ВОДД, является тот факт, что расположение датчиков внутри конструкции не имеет никаких преимуществ перед поверхностной наклейкой при прочностных испытаниях элементов авиаконструкции и даже обладает некоторыми недостатками, в частности:

1) образованием местных изгибов при укладке оптоволокну между слоями или вместе с армирующим волокном при изготовлении композита;

2) сложностью локализации датчика: невозможностью точного определения его точного расположения и угла установки;

3) неремонтопригодностью датчиков: необходимостью многократного резервирования датчиков, расположенных внутри элементов, для обеспечения непрерывного съема зарегистрированных данных.

Исследование возможности применения мониторинга с помощью контроля местного НДС получило дальнейшее развитие при испытаниях прототипов продольных стыков фюзеляжа из алюминиевых сплавов (рис. 3). Цель исследований заключалась в определении возможно-

сти своевременного обнаружения повреждений при разрушении соединений от усталости, а также в разработке методов оптимального расположения датчиков с учетом особенностей конструкции. Испытание стыков проводилось по регулярной программе отнулевыми циклами растяжения с остановкой нагружения и поддержанием определённых значений нагрузок, в пределах размаха нагрузок цикла нагружения для проведения тензометрии. Одним из характерных фактов разрушения продольных стыков является то, что заранее неизвестно, какое количество усталостных трещин образуется в наиболее нагруженном крайнем ряду заклёпок до момента полного разрушения образца. Наиболее типичным является вариант разрушения с одной магистральной трещиной у отверстия заклёпки, расположенной с краю образца, однако в эксперименте нередко встречаются разрушения с двумя и более трещинами меньшего размера у разных отверстий. На рис. 3, б показаны общий вид образцов испытанных стыков, схема наклейки датчиков на одной из сторон и усталостное многоочаговое разрушение по крайнему ряду заклёпок (рис. 3, а).

Рис. 3. Вид продольного фюзеляжного стыка: *а* – разрушение продольного фюзеляжного стыка по крайнему ряду отверстий; *б* – общий вид образца продольного фюзеляжного стыка, который был исследован в ресурсных испытаниях

Полученные с помощью тензометрии данные однозначно свидетельствуют о том, что повреждения наиболее сильно влияют на показания ТР, наклеенных рядом с местом будущего разрушения (рис. 4, б), причем изменения показаний разной степени были зафиксированы на всех датчиках, расположенных по ширине стыка у крайнего ряда заклёпок. Существенных изменений НДС неразрушенного листа в ходе эксперимента зафиксировано не было (рис. 4, а). Особо следует отметить тот факт, что образующиеся при многоочаговом повреждении трещины были визуально не обнаруживаемыми, так как распространялись с внутренней поверхности верхнего листа продольного стыка и не выходили на верхнюю поверхность. В проведённом эксперименте интервал времени с момента первой фиксации повреждения до момента полного разрушения составлял порядка 20 % от общей долговечности. Достаточное время (несколько десятков тысяч полётных циклов) для ремонтных работ с момента обнаружения повреждения до полного разрушения подтверждается доступными экспериментальными данными при испытаниях других экземпляров стыка данного вида.

Рис. 4. Изменения деформации в районе повреждения конструкции: а – изменение деформаций в зоне, удалённой от повреждения; б – изменение показаний датчиков деформаций в зоне, расположенной рядом с местом будущего разрушения

Параллельно с экспериментом проводилось исследование НДС продольных стыков для определения возможных мест установки датчиков с помощью анализа КЭ-модели. Расчет по КЭ-модели осуществлялся по известным исходным данным о геометрии элементов, форме и размере разрушений, полученных путем фрактографии изломов образцов. Таким образом, было рассчитано несколько вариантов КЭ-модели стыка, соответствующих различным состояниям разру-

шенного листа, при тех наработках, на которых проводилась тензометрия.

Расчетное исследование данного характера не позволяет использовать в КЭ-модели упрощенные приёмы моделирования связей. Геометрия заклёпок листов и подкрепляющего стрингера была воспроизведена с помощью сетки элементов в виде восьмиузловых параллелепипедов (С3D8) максимально близко к натуре, трение в модели не учитывалось. На рис. 5 показаны два варианта КЭ-модели стыка, соответствующие началу и концу испытаний.

Рис. 5. КЭ-модель стыка, рассчитанная при наработке 0 полётных циклов (вверху) и КЭ-модель стыка, рассчитанная при наработке 113 500 полётных циклов (п.ц.) непосредственно перед разрушением (внизу)

На рис. 6 представлены результаты расчетного определения зон изменения деформации в районе разрушения и схема расположения обнаруженных усталостных трещин на изломе разрушенного листа на разных этапах испытания. Зелёным и красным цветом обозначены зоны наиболее значительного изменения НДС, полученные путем сопоставления величин деформаций образца с усталостными трещинами и образца без повреждений. Расчет показывает, что наиболее сущест-

венные зоны изменения НДС возникают вблизи повреждений, причем размер этих зон в некоторых направлениях может превышать размер зафиксированных повреждений более чем в три раза.

Рис. 6. Кинетика НДС, полученная КЭ моделированием стыка

В результате проведённых исследований можно предположить то, что контроль целостности данной конструкции при зафиксированном повреждении с множественными очагами трещин может быть обеспечен с помощью четырёх датчиков, установленных по два у крайних рядов соединения с удобной для монтажа стороны листа. Предположительно датчики нужно устанавливать на расстоянии 2–3 см от крайних рядов заклёпок с одинаковыми расстояниями по ширине между датчиками и краями листов. Такое использование датчиков будет более рациональным по сравнению со схемой наклейки, используемой в эксперименте.

Экспериментальные и расчетные исследования подтверждают, что метод мониторинга повреждений конструкции, разработанный на базе изменения кинетики НДС, может успешно применяться при поддержании целостности стыков и других элементов, там, где методы визуального и неразрушающего контроля не могут дать удовлетворительный результат.

Список литературы

1. Heuninckx B. Availability Improvements in New Transport Aircraft – The Case of the A400M // F.: RTO-MP-AVT-144. – 2010. – P. 10–24.
2. Бортовые измерительные системы / НПП «Мера». – М., 2016. – С. 1–32.
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. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности / С.В. Бутушин, В.В. Никонов, Ю.М. Фейгенбаум, В.С. Шапкин. – М.: ИНСОФТ, 2013. – С. 1–768.
5. Harting D.R. The S/N Fatigue-life gage: A direct means of measuring cumulative fatigue damage // Experimental Mechanics. – 1966. – 6: 19A. – URL: <https://doi.org/10.1007/BF02326230>.
6. Fatigue Gage Utilizing Surface Roughening of Aluminum Foil / Y. Nagase [et al.] // J. Eng. Mater. Technol. – Jan 01, 1995. – 117(1). – P. 56–61(6 pages). DOI: 10.1115/1.2804372

7. Dumanis-Modan A., Grandt Jr A.F. Development of a side-grooved crack gage for fleet tracking of fatigue damage // *Engineering Fracture Mechanics*. – 1987. – Vol. 26, iss. 1. – P. 95–104.

8. Цымбалюк В.И. Разработка системы мониторинга переменной нагруженности и накопленной усталостной повреждаемости // Ж.: ЦАГИ (отчет). – 2014. – С. 1–43.

9. Kahandawa G.C. Monitoring Damage in Advanced Composite Structures Using Embedded Fibre Optic Sensors. – T.: University of southern queensland. – 2012. – P. 1–257.

10. Structural Health Monitoring for Composite Materials / Jian Cai, Lei Qiu, Shenfang Yuan, Lihua Shi, PeiPei Liu, Dong Liang. – N.: INTECH, 2012. – P. 37–60.

11. Damage Studies in Composite Structures for Structural Health Monitoring using Strain Sensors / Ramesh Sundaram, Kamath G., Nitesh Gupta M., Subba Rao M. // B.: Advanced Composites Division, National Aerospace Laboratories. – 2010. – P. 1–17.

12. 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 // *Композиты и наноструктуры*. – 2017. – Т. 9, № 1. – С. 35–44.

References

1. Heuninckx B. Availability improvements in new transport aircraft – the case of the A400M. F.: RTO-MP-AVT-144, 2010, pp. 10-24.

2. Bortovye izmeritelnye sistemy [Onboard measuring systems]. Moscow, Mera, 2016, pp. 1-32.

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. Butushin S.V., Nikonov V.V., Feygenbaum Yu.M., Shapkin V.S. Obespechenie letnoy godnosti vozdushnykh sudov grazhdanskoy aviatsii po usloviyam prochnosti [Civil aircraft airworthiness under the terms of strength]. Moscow, INSOFIT, 2013, pp. 1-768.

5. Harting D.R. The S/N fatigue-life gage: A direct means of measuring cumulative fatigue damage. *Experimental Mechanics*, 1966, 6, 19A, available at: <https://doi.org/10.1007/BF02326230>

6. Nagase Y. et al. Fatigue gage utilizing surface roughening of aluminum foil. *J. Eng. Mater. Technol.*, 1995, 117(1), 56-61, 6 p. DOI: 10.1115/1.2804372
7. Dumanis-Modan A., Grandt Jr A.F. Development of a side-grooved crack gage for fleet tracking of fatigue damage. *Engineering Fracture Mechanics*, 1987, vol. 26, iss. 1, pp. 95-104.
8. Tsymbalyuk V.I. Razrabotka sistemy monitoringa peremennoy nagruzhennosti i nakoplennoy ustalostnoy povrezhdaemosti [Development of a monitoring system for variable loading and accumulated fatigue damage]. Zh.: TsAGI, 2014, pp. 1-43.
9. Kahandawa G.C. Monitoring damage in advanced composite structures using embedded fibre optic sensors. T.: University of southern queensland, 2012. pp. 1-257.
10. Jian Cai, Lei Qiu, Shenfang Yuan, Lihua Shi, PeiPei Liu, Dong Liang Structural health monitoring for composite materials. N.: INTECH, 2012, pp. 37-60.
11. Ramesh Sundaram, Kamath G., Nitesh Gupta M., Subba Rao M. Damage studies in composite structures for structural health monitoring using strain sensors. B: Advanced Composites Division, National Aerospace Laboratories, 2010. pp. 1-17.
12. Svirskiy Yu.A., Trunin Yu.P., Pankov A.V., Zaytsev M.D., Fagalov V.F. Bortovye sistemy monitoringa i perspektivy primeneniya v nikh volokonno-opticheskikh datchikov [Further usage of fiber-optic sensors on-board of monitoring systems]. *Kompozity i nanostrukturny*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 35-44.

Получено 20.11.2018