

Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Пеленев К.А., Писарев П.В., Шипунов Г.С. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния композитного шпангоута авиационного назначения для разработки методики контроля с применением волоконно-оптических датчиков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2018. – № 4. – С. 47-57. DOI: 10.15593/perm.mech/2018.4.04

Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Pelenev K.A., Pisarev P.V., Shipunov G.S. Numerical simulation for development of methodology of stress-strain state control of composite bulkhead for aviation application with the usage of FBG sensors. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2018, no. 4, pp. 47-57. DOI: 10.15593/perm.mech/2018.4.04



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 4, 2018

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI: 10.15593/perm.mech/2018.4.04

УДК 629.7.036.34; 678(075)

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОЗИТНОГО ШПАНГОУТА АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ МЕТОДИКИ КОНТРОЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, К.А. Пеленев, П.В. Писарев, Г.С. Шипунов

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

### О СТАТЬЕ

Получена: 14 августа 2018 г.  
Принята: 22 сентября 2018 г.  
Опубликована: 28 декабря 2018 г.

#### Ключевые слова:

полимерные композиционные материалы, углепластик, эксперимент, механика композиционных материалов, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов (МКЭ), шпангоут, оптоволоконные датчики, решетка Брэгга, механическое поведение.

### АННОТАЦИЯ

Волоконно-оптические датчики применяются для мониторинга состояния конструкций в различных отраслях промышленности. С целью контроля изделий из полимерных композиционных материалов лучшим решением для мониторинга деформаций являются волоконные Брэгговские решетки (ВБР). Основная цель данной работы – разработка методологии обнаружения и идентификации различных типов повреждений и предельной нагрузки в течение срока службы конструкции.

В работе рассматривается возможность изучения напряженно-деформированного состояния (НДС), отслеживания структурных изменений конструкции с помощью ВБР на примере П-образного композитного шпангоута авиационного двигателя. На основании выявленных закономерностей и особенностей работы ВБР определены основные точки контроля.

В ходе исследований создана трехмерная компьютерная модель композитного шпангоута авиационной двигательной установки для анализа напряженно-деформированного состояния при различных условиях нагружения. Разработанная модель позволяет выполнять послойный анализ композитной конструкции шпангоута для оценки межслойных нормальных и сдвиговых напряжений, которые и определяют разрушение конструкции. Численное моделирование этой задачи проводилось методом конечных элементов (МКЭ) в программном пакете ANSYS Workbench.

Численные результаты сравнивались с экспериментальными данными, полученными при лабораторных испытаниях сегмента композитного шпангоута, оснащенного волоконно-оптическими датчиками. Испытания проводились на оборудовании научной установки «Уникальный научно-технологический комплекс автоматизированной выкладки» с помощью сервогидравлической машины Zwick и интеррогатора Astro X327.

Полученные результаты могут быть использованы для определения размера эффективной «чувствительной зоны» для встраивания волоконно-оптических датчиков (ВОД) на основе Брэгговских решеток в конструкцию композитного шпангоута.

© ПНИПУ

© Аношкин Александр Николаевич – д.т.н., проф., зав. каф., e-mail: [anoshkin@pstu.ru](mailto:anoshkin@pstu.ru), [ID 0000-0002-3972-9902](https://orcid.org/0000-0002-3972-9902)

Зуйко Валерий Юрьевич – к.т.н., в.н.с., e-mail: [zuiko-kt@pstu.ru](mailto:zuiko-kt@pstu.ru), [ID 0000-0002-9051-8000](https://orcid.org/0000-0002-9051-8000)

Пеленев Константин Александрович – м.н.с., e-mail: [kpelenev@yandex.ru](mailto:kpelenev@yandex.ru), [ID 0000-0001-8272-662X](https://orcid.org/0000-0001-8272-662X)

Писарев Павел Викторович – к.т.н., доц., e-mail: [pisarev@pstu.ru](mailto:pisarev@pstu.ru), [ID 0000-0001-5103-4815](https://orcid.org/0000-0001-5103-4815)

Шипунов Глеб Сергеевич – к.т.н., н.с., e-mail: [gsshipunov@gmail.com](mailto:gsshipunov@gmail.com), [ID 0000-0002-2322-1872](https://orcid.org/0000-0002-2322-1872)

Aleksandr N. Anoshkin – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department, e-mail: [anoshkin@pstu.ru](mailto:anoshkin@pstu.ru), [ID 0000-0002-3972-9902](https://orcid.org/0000-0002-3972-9902)

Valerii Yu. Zuiko – CSc in Technical Sciences, Leading Researcher, e-mail: [zuiko-kt@pstu.ru](mailto:zuiko-kt@pstu.ru), [ID 0000-0002-9051-8000](https://orcid.org/0000-0002-9051-8000)

Konstantin A. Pelenev – Junior Researcher, e-mail: [kpelenev@yandex.ru](mailto:kpelenev@yandex.ru), [ID 0000-0001-8272-662X](https://orcid.org/0000-0001-8272-662X)

Pavel V. Pisarev – CSc in Technical Sciences, Associate Professor, e-mail: [pisarev@pstu.ru](mailto:pisarev@pstu.ru), [ID 0000-0001-5103-4815](https://orcid.org/0000-0001-5103-4815)

Gleb S. Shipunov – CSc in Technical Sciences, Researcher, e-mail: [gsshipunov@gmail.com](mailto:gsshipunov@gmail.com), [ID 0000-0002-2322-1872](https://orcid.org/0000-0002-2322-1872)



Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

## NUMERICAL SIMULATION FOR DEVELOPMENT OF METHODOLOGY OF STRESS-STRAIN STATE CONTROL OF COMPOSITE BULKHEAD FOR AVIATION APPLICATION WITH THE USAGE OF FBG SENSORS

A.N. Anoshkin, V.Yu. Zuiko, K.A. Pelenev, P.V. Pisarev, G.S. Shipunov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

### ARTICLE INFO

Received: 14 August 2018  
Accepted: 22 September 2018  
Published: 28 December 2018

#### Keywords:

polymer composite materials, carbon fiber-reinforced plastic (CFRP), test, mechanics of composite materials, stress-strain state, finite element method (FEM), bulkhead, fiber-optic sensors, Bragg grating, mechanical behavior.

### ABSTRACT

Fiber-optic sensors are used to monitor the state of structures in various industries. The best solution for monitoring deformations in the products made of polymer composite materials are fiber Bragg gratings (FBGs).

In this paper, we consider the possibility of studying the stress-strain state (SSS), tracking structural changes in the construction with the help of FBGs, using the example of a "U" -shaped composite frame of an aircraft engine. Based on the revealed regularities and peculiarities of the FBGs operation, the main control points have been determined.

In the course of the research, we created a three-dimensional computer model of an aircraft propulsion system composite frame which was used for the analysis of the stress-strain state under various loading conditions. The developed model makes it possible to perform a layer-by-layer analysis of the composite frame structure to estimate the normal and shear interlayer stresses, which determine the destruction of the structure. Numerical modeling of this problem was carried out by the finite element method (FEM) in the software package ANSYS Workbench.

Numerical results were compared with the experimental data obtained in laboratory tests of a composite frame segment equipped with fiber-optic sensors. The tests were carried out on the equipment of the unique scientific installation "Unique scientific and technological complex of automated computation" using the Zwick servo-hydraulic machine and the Astro X327 interrogator.

The results obtained will be used to determine the size of the effective "sensitive zone" for embedding fiber-optic sensors (FOS) based on Bragg gratings into the construction of a composite frame. The main goal of this work is the development of a methodology for detecting and identifying various types of damage and the maximum load during the working lifespan of the structure.

© PNRPU

### Введение

В последнее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) начинают широко применяться в авиационных двигательных установках. Опыт использования таких материалов в подобных конструкциях, подверженных воздействию сложных циклических нагрузок в течение длительного периода времени (более 15 лет), невелик. Поэтому большой интерес вызывает разработка систем мониторинга состояния таких деталей для использования как во время стендовых и летных испытаний, так и в процессе эксплуатации.

Целью настоящей работы является разработка концептуальной схемы мониторинга и контроля НДС композитного шпангоута авиационного двигателя с использованием оптоволоконных датчиков.

Композитный силовой шпангоут представляет собой кольцо П-образного профиля (рис. 1) и предназначен для крепежа решеток реверсивного устройства авиационного двигателя. Шпангоут изготавливается из текстильного углепластика на эпоксидном связующем по технологии пропитки под давлением (RTM). Конструктивно в шпангоуте можно выделить сплошную кольцевую зону П-образной полки и два фланца, которые на ряде участков имеют фигурные вырезы и крепежные отверстия.



Рис. 1. Общий вид модели (а) и сегмент натурного шпангоута (б) реверсивного устройства  
Fig. 1. General view of the model (a) and the segment of the bulkhead (b) of the reversing device

К одному из фланцев шпангоута крепятся решетки реверсивного устройства, передающие нагрузки в осевом и радиальном направлении от газодинамических сил. Нагрузки распределены неравномерно как по радиальной, так и окружной координате, что приводит к изгибу шпангоута и возникновению не только высоких напряжений в плоскости армирования слоев, но и высоких межслоевых напряжений (рис. 2). Подробно задача расчета НДС и оценки прочности шпангоута рассмотрена ранее в работах [1–2]. Эти напряжения могут вызвать появление межслоевых трещин, их развитие

может привести к снижению жесткости шпангоута, что является опасным для нормального функционирования реверсивного устройства двигателя. Поэтому мониторинг и контроль напряженно-деформированного состояния шпангоута является актуальной задачей.

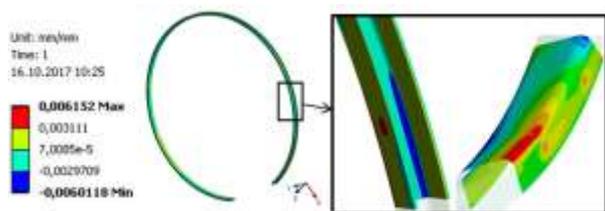


Рис. 2. Результаты численного моделирования шпангоута реверсивного устройства при воздействии эксплуатационных нагрузок  
Fig. 2. Simulation results of the bulkhead of the reversing device under operational loads

Для решения задач мониторинга состояния авиационных конструкций в последнее время активно используются оптоволоконные датчики различного типа [3–14]. Наиболее распространенными из них, обеспечивающими хорошую точность измерений с приемлемой стоимостью как самих датчиков, так и регистрирующей аппаратуры, являются датчики на основе решеток Брэгга (ВБР) (рис. 3) [15–19]. Для ВБР-датчиков разработаны компактные модели интеррогаторов с малым весом и высокой надежностью, что позволяет размещать их на борту воздушного судна [20–24] и создавать, таким образом, систему мониторинга состояния конструкции в процессе эксплуатации.

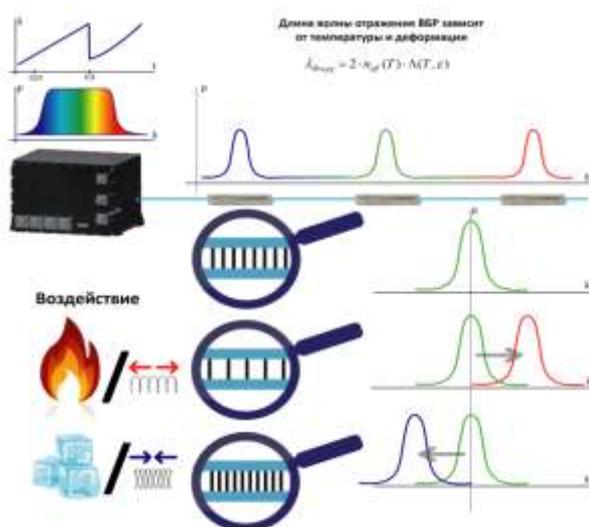


Рис. 3. Схема работы волоконной Брэгговской решетки  
Fig. 3. Operation scheme of a fiber Bragg grating

При создании такой системы одной из основных задач является определение схемы расположения датчиков в конструкции и разработка методики оценки напряженно-деформированного состояния по показаниям датчиков. Датчики должны позволять оценивать напряженно-деформированное состояние, в том числе в наиболее нагруженных зонах, и обеспечивать оценку

запаса прочности по регистрируемым данным. Для большинства оболочечных изделий, изготовленных из металлических сплавов, линейные и угловые деформации, регистрируемые на поверхности в различных точках, позволяют оценить максимальные напряжения и запас прочности по интегральным критериям. Для мониторинга состояния неоднородных слоистых композитных конструкций существует необходимость оценки линейных и сдвиговых межслойных деформаций и напряжений, перпендикулярных плоскости слоя. Несмотря на то, что значения указанных деформаций и напряжений невелики, предел прочности на межслойный отрыв и сдвиг слоистых композиционных материалов также в десятки раз меньше пределов прочности в направлении армирования. Особенно опасными данные напряжения становятся в местах перегибов слоев, складок, а также при изгибе. По типу расслоения от действия межслойных напряжений часто разрушаются фланцевые узлы композитных оболочек, многослойные сотовые конструкции [25–30]. Оценка межслойных напряжений является актуальной задачей для системы мониторинга рассматриваемого композитного силового шпангоута авиационного двигателя.

Следует отметить, что стандартные ВБР-датчики позволяют регистрировать деформации только вдоль оптического волокна. Поэтому при обычном размещении на поверхности или внутри многослойной композитной конструкции с помощью датчиков можно получить только деформацию в плоскости армирующих слоев. Межслойные деформации и напряжения можно при этом оценить косвенно на основе расчета напряженно-деформированного состояния конструкции. Считая деформирование шпангоута упругим, а также учитывая единственность упругого решения задачи, можно найти зависимость значения межслойных напряжений в наиболее нагруженных зонах шпангоута от других компонентов напряжений или деформаций, регистрируемых оптоволоконными датчиками по результатам анализа полей напряжений и деформаций при тестовой нагрузке. Эта зависимость будет справедливой при любом пропорциональном изменении нагружающих усилий относительно тестовых значений для шпангоута с заданной схемой армирования до появления расслоений. Таким образом, можно приблизительно определять значения межслойных напряжений при эксплуатационной нагрузке, если тестовая нагрузка ей пропорциональна, и оценивать запас прочности конструкции до расслоения.

При возникновении и развитии межслойных трещин поля напряжений и деформаций в слоях композитной конструкции будут отличаться от тех, которые были получены в результате решения упругой задачи, и установленная зависимость будет нарушена. Жесткость конструкции на изгиб при этом будет изменяться, что приведет к изменению деформаций в плоскости слоев и показаний ВБР-датчиков в некоторой окрестности зоны расслоения. Таким образом, по показаниям ВБР-датчиков, расположенных в плоскости слоя, можно

фиксировать возникновение и развитие расслоений в конструкции и оценивать изменение её интегральной жесткости. При этом датчики должны быть расположены в зоне, имеющей наибольшие межслойные напряжения, и ориентированы преимущественно в направлении наибольших линейных деформаций.

В настоящей работе представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований для оценки возможности мониторинга НДС сегмента композитного шпангоута с помощью ВБР-датчиков при лабораторных испытаниях. Проведена расчетно-экспериментальная оценка возможности регистрации возникновения межслойных трещин при лабораторных механических испытаниях сегмента шпангоута с помощью ВБР-датчиков, расположенных в плоскости слоев.

### 1. Механические испытания сегмента композитного шпангоута с ВБР-датчиками

Сегмент шпангоута – конструктивно подобный элемент натурной детали (рис. 4) был изготовлен из текстильного углепластика со схемой армирования  $[0^\circ, 90^\circ]$  по технологии RTM, аналогично используемой при изготовлении натурной детали. Использовалась равнопрочная ткань, основа ткани ориентировалась в осевом либо кольцевом направлении сегмента. Механическое нагружение сегмента проводилось на испытательной машине Zwick Z100 Pro Line, входящей в состав «Уникального научно-технологического комплекса автоматизированной выкладки» ПНИПУ, с помощью специально изготовленной оснастки, обеспечивающей жесткое закрепление нижней полки сегмента и приложение вертикальной растягивающей нагрузки к верхней полке.

Для контроля деформированного состояния сегмента на наружную поверхность П-образной полки шпангоута были приклеены две оптоволоконные линии. Первая линия, ориентированная в кольцевом направлении, содержала четыре датчика, позволяющих контролировать деформацию сегмента шпангоута в кольцевом направлении. Вторая линия включала участок, ориентированный в осевом направлении, возвратную петлю и участок, ориентированный под  $45^\circ$  к осевому направлению. На каждом участке второй линии содержалось по четыре датчика, что позволяло контролировать осевую деформацию и деформацию под  $45^\circ$  соответственно.

В лабораторных испытаниях желательнее обеспечить фиксацию оптоволоконных линий на поверхности испытываемой детали с возможностью последующего снятия. Поэтому на данном этапе исследования для этого использовалась двухсторонняя липкая лента авиационного назначения SK2AT200-1.

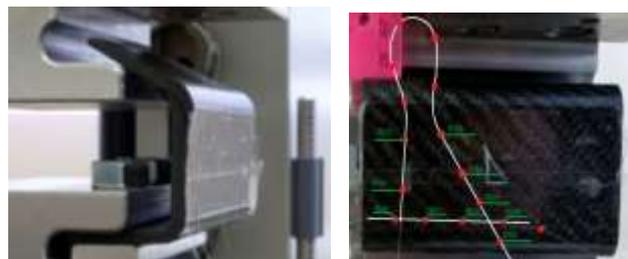


Рис. 4. Схема испытаний и расположения датчиков ВБР на наружной поверхности П-образной полки сегмента шпангоута  
Fig. 4. Tests (a) and location of FBG sensors on the outer surface of the U-shaped flange of the bulkhead segment

Волоконно-оптические датчики на основе Брэгговских решеток, предоставленные для проведения исследований промышленным партнёром ООО «Инверсия-Сенсор» и изготовленные методом фазовой маски на оптическом волокне марки SMF-28 эксимерным лазером, имели следующие характеристики: коэффициент отражения  $(70 \pm 3)\%$ ; ширина пика на полувысоте  $(0,2 \pm 0,01)$  нм; уровень боковых пиков  $(9,5 \pm 0,3)$  дБ.; длина решетки 6,5 мм; резонансные длины волн опрашиваемых датчиков представлены в табл. 1. Для регистрации деформаций с помощью датчиков использовался интеррогатор ASTRO327 с точностью определения деформаций  $(\pm 4 \cdot 10^{-5})$ .

Испытания сегмента проводились при комнатной температуре  $+22^\circ\text{C}$  с постоянной скоростью нагружения 5 мм/мин. В процессе испытаний регистрировалось усилие нагружения, перемещение захватов испытательной машины, и снимались показания с оптоволоконных датчиков. На рис. 5 приведены диаграммы нагружения сегмента и синхронизированные с ней осевые деформации на поверхности П-образной полки, регистрируемые датчиками в осевом, кольцевом и направлении под углом  $45^\circ$  к осевому направлению. Диаграмма нагружения имеет начальный участок с изменяющимся наклоном, который обусловлен смещением верхнего фланца сегмента шпангоута в испытательной оснастке при нагружении. Оценка этого смещения приведена в работе [2]. Кроме того, на диаграмме имеются скачки, свидетельствующие о появлении расслоений в композиционном материале и об изменении жесткости конструкции.

Следует отметить, что в ряде сигналов с ВБР, регистрируемых в процессе испытаний, присутствовали значительные шумы, что, вероятно, вызвано нарушением контакта между волокном и поверхностью образца. В последующих испытаниях композитных образцов другого типа [31] данная проблема была решена за счёт замены клеевой ленты на цианоакрилатный клей с каучуковым наполнением, что позволяло получать сигналы с ВБР-датчиков, наклеенных на поверхность композитных образцов без шумов, и легко снимать оптоволоконные линии после проведения испытаний, используя растворитель.

Таблица 1

Резонансные длины волн решеток Брэгга ВБР-датчиков

Table 1

Resonant wavelengths of Bragg gratings FBG sensors

Обозначение датчика	B009	B010	B011	B012	B103
Резонансная длина волны Брэгга, нм	1530,842	1524,023	1517,008	1510,026	1571,88
Обозначение датчика	B104	B105	B111	B112	—
Резонансная длина волны Брэгга, нм	1565,514	1558,667	1516,784	1509,875	—

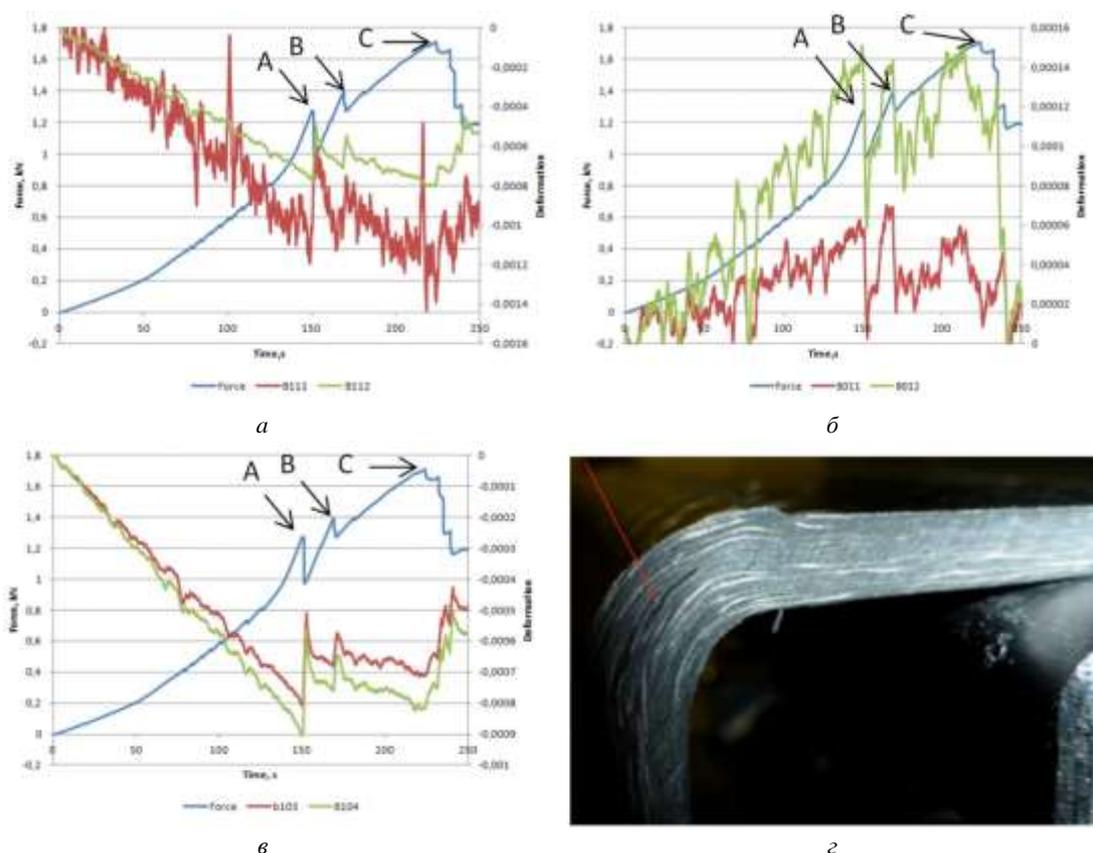


Рис. 5. Диаграммы нагружения сегмента шпангоута и деформации от датчиков ВБР в осевом направлении (а); в кольцевом направлении (б); под углом 45° к осевому направлению (в); (г) характер разрушения шпангоута при механических испытаниях при нагрузке 1,7 кН [2]. Характерные значения нагружающего усилия: 1,27 кН (А); 1,39 кН (В); 1,7 кН (С)

Fig. 5. Loading diagrams of the bulkhead segment and deformations from the FBG sensors in the axial direction (a); in the circumferential direction (b); the direction at an angle of 45° to the axial direction (c) and the type of destruction of the bulkhead during mechanical tests under 1.7 kN (d) [2]; representative values of the loading force: 1.27 kN (A); 1.39 kN (B); 1.7 kN (C)

Появление первого макроскопического расслоения в конструкции с выходом межслоевой трещины на боковую часть образца фиксируется при нагрузке 1,27 кН. При этом на диаграмме нагружения (см. рис. 5) регистрируется первое скачкообразное падение усилия, отражающее мгновенное перераспределение поля деформаций. При дальнейшем увеличении нагрузки до 1,39 кН на диаграмме нагружения наблюдается второе скачкообразное падение, при этом на боковой поверхности конструкции отмечается разрастание образовавшегося ранее расслоения и образование новых менее явных межслоевых трещин. При достижении нагрузки в 1,70 кН (см. рис. 5) регистрируется последнее скачкообразное падение усилия, при этом размер расслоения достигает критического значения, при котором происходит рас-

крытие шпангоута и потеря его несущей способности. Далее сегмент шпангоута начинает разгибаться при усилии приблизительно 1,2 кН.

Следует отметить, что после каждого скачкообразного падения усилия меняется наклон следующего участка диаграммы нагружения, что свидетельствует об изменении жесткости конструкции вследствие расслоений. Указанные расслоения регистрировались ранее при проведении рентгеновского контроля in-situ в процессе проведения аналогичных механических испытаний сегмента шпангоута [2].

На графиках деформаций, регистрируемых датчиками ВБР, в соответствующих точках также видны скачки (см. рис. 5), выделяемые из общего шума. После этого наклон графиков изменялся, что также отражает

изменение жесткости конструкции. Особенно отчетливо указанные скачки видны на графиках деформаций в осевом направлении (вдоль нагружающего усилия) и в направлении под 45° к оси.

Результаты эксперимента сравнивались с результатами математического моделирования лабораторных испытаний сегмента шпангоута, представленного в следующем разделе.

## 2. Математическое моделирование сегмента композитного шпангоута, сравнение с результатами механических испытаний

Моделирование лабораторных испытаний сегмента шпангоута проводилось в результате решения упругой краевой задачи, расчетная схема которой представлена на рис. 6. Рассматривался сегмент композитного шпангоута с явным описанием армирующих слоев. Это позволяет проводить оценку напряжений как в плоскости слоя, так и межслоевых отрывных и сдвиговых напряжений, которые определяют начало разрушения слоистой конструкции и потерю её жесткости. В модели использовались две системы координат: глобальная система координат конструкции  $OXYZ$  (см. рис. 6) и локальная система координат слоя, где ось  $Ox_1$  совпадает с направлением нитей основы, ось  $Ox_2$  с направлением нитей утка, ось  $Ox_3$  перпендикулярна плоскости слоя. Кроме композитного сегмента шпангоута в расчетную схему был включен участок стальной оснастки, контактирующий с верхним фланцем шпангоута. В качестве граничных условий краевой задачи принималась равномерно распределенная нагрузка вдоль стальной оснастки и жесткое закрепление нижнего фланца шпангоута по площадкам контакта в отверстиях болтового соединения по границе 1 (рис. 6, б). Эквивалентное значение суммарного нагружающего усилия принималось равным 1 кН

для удобства последующего анализа результатов решения упругой задачи. Для моделирования смещения верхнего фланца шпангоута в испытательной оснастке в процессе механических испытаний на площадке контакта верхнего фланца шпангоута (по границе 2) и испытательной оснастки задавались контактные граничные условия с трением, коэффициент трения принимался равным 0,3.

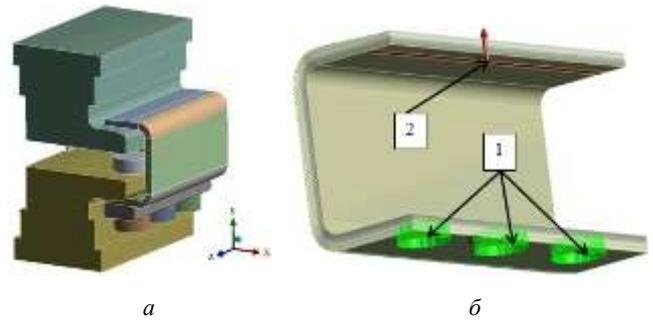


Рис. 6. Схема испытаний (а) и расчетная схема (б) для сегмента шпангоута: 1 – жесткое закрепление в области болтовых соединений; 2 – нагрузка 1 кН  
 Fig. 6. Testing scheme (a) and calculation scheme (b) for the bulkhead segment. Scheme of boundary conditions: 1 – bolting; 2 – 1 kN load

Решение упругой задачи осуществлялось методом конечных элементов с использованием программного комплекса ANSYS Workbench. Упругие и прочностные свойства анизотропных слоев углепластика, использованные в расчетах, приведены табл. 2, 3. Свойства слоя текстильного углепластика в плоскости армирования  $Ox_1x_2$  принимались по результатам испытаний стандартных образцов, свойства перпендикулярно плоскости армирования принимались по оценочным данным из работ [33].

Таблица 2

Упругие свойства композиционного материала

Table 2

Elastic properties of the composite material

	$E_{11}$ , ГПа	$E_{22}$ , ГПа	$E_{33}$ , ГПа	$G_{12}$ , ГПа	$G_{13}$ , ГПа	$G_{23}$ , ГПа	$\nu_{21}$	$\nu_{13}$	$\nu_{32}$
Равнопрочный углепластик	63,9	63,9	20,0	19,5	2,7	2,7	0,04	0,3	0,3

Таблица 3

Прочностные свойства композиционного материала

Table 3

Strength properties of composite material

	$S_{11}^+$ , МПа	$S_{11}^-$ , МПа	$S_{22}^+$ , МПа	$S_{22}^-$ , МПа	$S_{33}^+$ , МПа	$S_{33}^-$ , МПа	$S_{12}$ , МПа	$S_{13}$ , МПа	$S_{23}$ , МПа
Равнопрочный углепластик	809	804	809	804	44	128	150	77	77

Примечание:  $E_{11}$  – модуль упругости вдоль основы;  $E_{22}$  – модуль упругости поперек основы (вдоль утка);  $E_{33}$  – модуль поперек плоскости слоя;  $G_{12}$ ,  $G_{13}$ ,  $G_{23}$  – модули сдвига;  $\nu_{21}$ ,  $\nu_{13}$ ,  $\nu_{32}$  – коэффициенты Пуассона.  $S_{ii}^+$ ,  $S_{ii}^-$ ,  $S_{ij}$  – пределы статической прочности материала на растяжение, сжатие и сдвиг в локальной системе координат слоя.

При создании конечно-элементной модели шпангоута использовались твердотельные трехмерные восьмиузловые элементы Solid185. Исследование сходимости численного решения показало, что максимальные напряжения в слоях изменяются не более чем на 5% при использовании конечных элементов размером не менее половины толщины слоя  $h/2$  (0,125 мм). Общее количество конечных элементов, используемых для дискретизации объекта, составило порядка 2 миллионов. На рис. 7 представлен общий вид конечно-элементной сетки, используемой в расчетах.

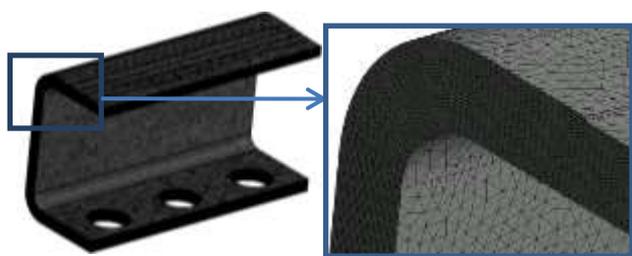


Рис. 7. Общий вид (а) и фрагмент (б) конечно-элементной сетки сегмента шпангоута  
Fig. 7. General view (a) and a fragment (b) of the finite element mesh of the bulkhead segment

Математическая постановка задачи расчета НДС рассматриваемого образца, включающая соотношения теории упругости неоднородного анизотропного тела, приводилась авторами при расчетах подобных конструкций в работах [32, 33]. В вариационной формулировке эта постановка для области  $V$  с границей  $S$  заключается в поиске минимума функционала Лагранжа, вариация которого имеет вид

$$\delta J_u = \int_V \varepsilon_{ij} C_{ijkl} \delta \varepsilon_{kl} dV - \int_{S_i} F_i \cdot \delta u_i dS, \quad (1)$$

где  $\varepsilon_{ij}$  и  $\delta \varepsilon_{ij}$  – тензор и вариация тензора деформаций;  $C_{ijkl}$  – тензор упругих модулей;  $\delta u_i$  – вариация вектора перемещений;  $F_i$  – вектор внешних сил, действующих на участке границы  $S_i$ .

На рис. 8 показано поле осевых деформаций  $\varepsilon_{xx}$  на поверхности сегмента шпангоута при нагрузке 1 кН. Сравнение полей деформаций, полученных в результате численного расчета, с данными, которые зарегистрированы датчиками при механических испытаниях, приведены в табл. 4.

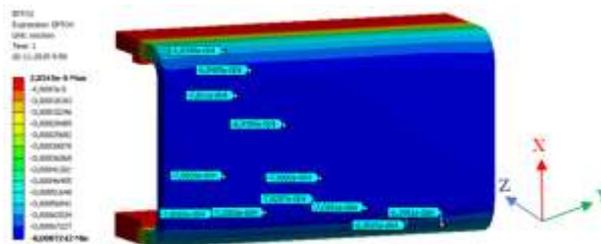


Рис. 8. Поле осевых деформаций  $\varepsilon_{11}$  на поверхности сегмента шпангоута при нагрузке 1 кН  
Fig. 8. The axial strain field  $\varepsilon_{11}$  on the surface of the bulkhead segment at a load of 1 kN

Анализируя данные табл. 4, можно отметить следующее: наибольшее расхождение (свыше 90%) с результатами расчетов показывают датчики В009, В010, В011, В012, регистрирующие кольцевые деформации, значения которых при выбранной схеме испытаний меньше погрешности используемого интеррогатора ( $\pm 4 \cdot 10^{-5}$ ). Таким образом, можно сказать, что показания датчиков В009, В010, В011, В012 при нагрузке 1 кН недостоверны. Показания датчиков В103, В104 и В112, регистрирующих деформацию под углом  $45^\circ$  и осевую деформацию, удовлетворительно соответствуют расчетным значениям (отклонение от 1,5 до 15%). Деформации, регистрируемые датчиком В105, находятся на границе погрешности интеррогатора, что может объяснять их отличие от расчетных значений на 47%. Датчик В111 характеризуется высокой зашумленностью сигнала, что объясняется плохой приклейкой оптического волокна на поверхность шпангоута. Поэтому показания датчика В111 расходятся с расчетными значениями на 23%. Следует отметить, что диаграммы деформации, регистрируемые всеми указанными датчиками независимо от отклонений, расчетных значений, фиксируют изменение жесткости конструкции при возникновении расслоений.

### 3. Оценка прочности композитного шпангоута

Появление первой макроскопической трещины в сегменте шпангоута при испытаниях зафиксировано при нагрузке 1,27 кН, при этом на диаграмме нагружения и диаграммах, регистрируемых ВБР, наблюдаются скачки (см. рис. 5). Значения деформаций при этой нагрузке, как зарегистрированных ВБР, так и рассчитанных в результате математического моделирования, приведены в табл. 5.

Таблица 4

Деформации по показаниям ВБР при нагрузке 1 кН и расчетные значения деформаций в окрестностях датчиков, направленные по оси чувствительности ВБР

Table 4

Deformations according to the readings of the FBG sensors under 1 kN and the calculated values of deformations in the vicinity of the sensors directed along the sensitivity axis of the FBG sensors

Параметр	Кольцевое направление				Под углом $45^\circ$ к осевому направлению			Осевое направление	
	В009	В010	В011	В012	В103	В104	В105	В111	В112
Деформации по показаниям ВБР $\cdot 10^{-3}$	-0,15	0,055	0,055	0,13	-0,73	-0,81	-0,13	-0,90	-0,69
Расчетные значения деформаций $\cdot 10^{-3}$	0,001	0,0005	0,0028	0,011	-0,70	-0,69	-0,07	-0,69	-0,70
Отклонение, %	99,33	99,05	94,91	91,54	4,11	14,81	46,92	23,33	1,45

Деформации, регистрируемые ВБР в момент разрушения при нагрузке 1,27кН

Table 5

Deformations according to the readings of the FBG sensors under 1,27 kN

Параметр	Кольцевое направление				
	B009	B010	B011	B012	–
Деформации по показаниям ВБР*10 <sup>-3</sup>	-0,18	0,049	0,057	0,12	–
Расчетные значения деформаций*10 <sup>-3</sup>	0,001 283	0,00066	0,003 556	0,01397	–
Отклонение, %	99,29	98,65	93,76	88,36	–
Параметр	Под углом 45° к осевому направлению			Осевое направление	
	B103	B104	B105	B111	B112
Деформации по показаниям ВБР*10 <sup>-3</sup>	-0,81	-0,89	-0,15	-0,92	-0,78
Расчетные значения деформаций*10 <sup>-3</sup>	-0,889	-0,8763	-0,08763	-0,8763	-0,889
Отклонение, %	8,89	1,54	41,58	4,75	12,26

Как видно из табл. 5, деформации, определяемые по показаниям датчиков B009, B010, B011, B012, B105, оказались недостоверны и значительно отличаются от расчетных, поскольку деформация в кольцевом направлении при данном виде испытаний меньше погрешности интеррогатора. Показания датчиков B103, B104, B111 и B112, регистрирующих деформацию под углом 45° и осевую деформацию, удовлетворительно соответствуют расчетным значениям. Датчик B111 в данном случае показывает хорошее совпадение с расчётом; скачки в показаниях этого датчика связаны с высокой зашумленностью сигнала, вызванной плохой приклейкой.

Однако регистрируемые значения деформаций и соответствующие рассчитываемые значения упругих напряжений в плоскости армирования слоев в сегменте шпангоута далеки от предельных. Для определения места разрушения и выявления критических компонент тензора напряжений использовались поля напряжений в слоях и критерий максимальных напряжений. Предельные значения напряжений приведены в табл. 3.

Анализ показал, что наибольшие напряжения в сегменте шпангоута возникают в области изгиба слоев при переходе от П-образной полки на фланцы. При этом в плоскости армирования наибольшие значения растягивающих напряжений вдоль основы  $\sigma_{11}$  и вдоль утка  $\sigma_{22}$  возникают в первом слое на внутренней поверхности образца. При нагрузке 1,27 кН они составляют 210,9 и 53,4 МПа соответственно. Максимальные сжимающие напряжения вдоль основы  $\sigma_{11}$  и вдоль утка  $\sigma_{22}$  возникают в последнем слое на наружной поверхности образца и составляют -145,4 и -41,5 МПа. Наибольшие касательные напряжения в плоскости армирующих слоев  $\tau_{12}$  не превышают по модулю 29,7 МПа. Сравнивая полученные значения напряжений с предельными значениями (см. табл. 3), можно отметить, что при нагрузке 1,27 кН, которая вызывает появление первой трещины, запас прочности на разрыв, сжатие и сдвиг в плоскости армирующих слоев составляет приблизительно 3,8, 5,5 и 5 соответственно.

Анализ межслойных напряжений показал, что межслойные касательные напряжения при нагрузке 1,27 кН невелики, их максимальные значения  $\tau_{13} = 16$  МПа

и  $\tau_{23} = 4,2$  МПа. При этом запас прочности сегмента шпангоута по критерию максимальных напряжений можно оценить как 4,8 и 18.

Наиболее опасными для сегмента шпангоута при данной схеме нагружения являются межслойные отрывные напряжения  $\sigma_{33}$ . Максимальные значения этих напряжений наблюдаются в центральных слоях, в отмеченных зонах скругления профиля и при расчетной нагрузке 1,27 кН составляют порядка 46,3 МПа (рис. 9).

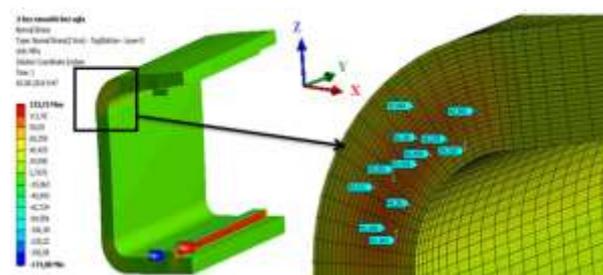


Рис. 9. Поле межслойных нормальных напряжений  $\sigma_{33}$  [МПа] при нагрузке 1,27 кН  
Fig. 9. The field of interlayer normal stresses  $\sigma_{33}$  [MPa] under 1,27 kN

Именно эти напряжения определяют начало расслоения сегмента шпангоута в процессе механических испытаний, что приводит к скачкам на диаграмме деформирования.

Следует отметить, что прочность на межслойной сдвиг и отрыв слоистого композита в значительной степени зависят не только от материала связующего, но и от технологии изготовления и, в частности, давления прессования. При недостаточном или избыточном давлении прессования можно получить значительные отклонения этой характеристики. Такой же эффект может возникнуть и в зонах искривления или перегиба слоев в конструкции. Предельные значения межслойных отрывных напряжений имеют значительный разброс, указанный в табл. 3. Сравнивая значение межслойных отрывных напряжений 46 МПа при критической нагрузке 1,27 кН, полученное в результате расчета, со средним значением соответствующего диапазона прочности слоистого углепластика (см. табл. 3) на поперечное растя-

жение 50 МПа, можно отметить, что отличие составляет приблизительно 8%.

Таким образом, математическое моделирование лабораторных испытаний позволяет спрогнозировать характер разрушения и оценивать прочность сегмента шпангоута с достаточной точностью по критерию максимальных напряжений, используя известные значения предельных характеристик для слоистого композита. Разрушение сегмента композитного шпангоута происходит в виде расслоения, вызванного высокими межслоевыми отрывными напряжениями в зонах перегиба слоев. Показания оптоволоконных датчиков регистрирующих при этом напряжения в плоскости слоев в отдельных точках шпангоута могут являться индикаторами уровня критичности напряженного состояния. Используя значения этих датчиков при мониторинге состояния шпангоута в процессе испытаний и результаты расчета НДС шпангоута при схеме нагружения, можно косвенно оценивать значения межслойных отрывных напряжений и контролировать достижение критического состояния конструкции, при котором появятся межслоевые трещины. Кроме того, скачкообразное изменение показаний датчиков будет свидетельствовать о появлении межслоевых трещин в композитной конструкции.

## Заключение

Проведенные исследования показали, что оптоволоконные датчики, расположенные в плоскости слоев композитной конструкции, позволяют регистрировать момент возникновения и развития межслойных разрушений за счет скачкообразного изменения деформации в плоскости слоя, связанного с локальными изменениями жесткости композита в окрестности расслоения. Сопоставляя показания оптоволоконных датчиков на ос-

## Библиографический список

1. Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Artemev V.V. Design and manufacture of aircraft engine frame from polymer composites depending on technological features // Conference on Mechanics of Composite Materials. – Riga, 2014.
2. Numerical and experimental study of composite bulkhead partition strength with in-situ x-ray monitoring / N.N. Potrahov, A.N. Anoshkin, V.Yu. Zuiko, V.M. Osokin, P.V. Pisarev, K.A. Pelenev // PNRPU Mechanics Bulletin. – 2017. – No. 1. – P. 118–133. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.08
3. Staszewski W., Tomlinson G., Boller C. Health monitoring of aerospace structures smart sensor technologies and signal processing. – 2004.
4. Farrar C.R., Worden K. An introduction to structural health monitoring // Philos. Trans. A. Math. Phys. Eng. Sci. – 2007. – Vol. 365. – No. 1851. – P. 303–315, DOI: 10.3390/s131216551
5. Diamanti K., Soutis C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures // Prog. Aerosp. Sci. – 2010. – Vol. 46. – No. 8. – P. 342–352.
6. Advanced design for lightweight structures: Review and prospects / D.F.O. Braga, S.M.O. Tavares, L.F.M. Da Silva, P.M.G.P. Mo-

reira, P.M.S.T. De Castro // Prog. Aerosp. Sci. 2014. – Vol. 69. – P. 29–39. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.03.003

нове ВБР и результаты математического моделирования, можно оценивать запас прочности конструкции при эксплуатационной нагрузке как по напряжениям в плоскости слоя, так и по межслойным напряжениям. Результаты исследования демонстрируют возможность косвенной оценки межслоевых напряжений и деформаций в композитной конструкции при механических испытаниях по показаниям оптоволоконных датчиков, расположенных в плоскости слоя, используя результаты расчета напряженно-деформированного состояния конструкции в упругой постановке с явным описанием схемы армирования.

Представляет интерес проведение дальнейших исследований для оценки схемы расположения датчиков в слоистых композитных конструкциях, позволяющих более точно оценивать межслойные напряжения и регистрировать изменение продольной жесткости слоя при появлении расслоений.

Полученные результаты будут использованы для разработки системы мониторинга и контроля НДС композитного силового шпангоута авиационного двигателя для стендовых и летных испытаний.

## Благодарность

Исследование выполнено в Пермском национальном исследовательском политехническом университете при поддержке государственного задания, проект № 11.2391.2017/4.6.

## Acknowledgments

The researches were made at Perm National Research Polytechnic University with the support of the State Assignment Project Nr. 11.2391.2017/4.6.

7. SMART Layer and SMART Suitcase for structural health monitoring applications / M. Lin, X. Qing, A. Kumar, S.J. Beard // Proc. SPIE. – 2001. – Vol. 4332. – No. 408. – P. 98–106. DOI: 10.1117/12.429646
8. Fan Y., Kahrizi M. Characterization of a FBG strain gage array embedded in composite structure // Sensors Actuators, A Phys. – 2005. – Vol. 121. – No. 2. – P. 297–305. DOI: 10.1016/j.sna.2005.01.021
9. Application of optical fiber as strain gauges in polymer composite materials / E.N. Kablov [et al.] // Polym. Sci. Ser. D. – 2011. – Vol. 4. – No. 3. – P. 246–251. DOI: 10.1134/S1995421211030063
10. Structural health monitoring of composite aircraft structures using fiber bragg grating sensors / N. Gupta [et al.] // J. Indian Inst. Sci. – 2013. – Vol. 93. – P. 735–750.
11. A survey of health monitoring systems for wind turbines / M.L. Wymore, J.E. Van Dam, H. Ceylan, D. Qiao // Renew. Sustain. Energy Rev. – 2015. – Vol. 52. – No. 1069283. – P. 976–990. DOI: 10.1016/j.rser.2015.07.110

12. Sierra-Pérez J., Torres-Arredondo M.A., Güemes A. Damage and nonlinearities detection in wind turbine blades based on strain field pattern recognition. FBGs, OBR and strain gauges comparison // *Compos. Struct.* – 2016. – Vol. 135. – P. 156–166. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.08.137

13. Application of FBG sensors for geotechnical health monitoring, a review of sensor design, implementation methods and packaging techniques / C.Y. Hong, Y.F. Zhang, M.X. Zhang, L.M.G. Leung, L.Q. Liu // *Sensors and Actuators, A: Physical.* – 2016. – Vol. 244. – P. 184–197. DOI: 10.1016/j.sna.2016.04.033

14. Hafizi Z.M., Epaarachchi J., Lau K.T. Impact location determination on thin laminated composite plates using an NIR-FBG sensor system // *Meas. J. Int. Meas. Confed.* – 2015. – Vol. 61. – P. 51–57. DOI: 10.1088/1757-899X/100/1/012056

15. Beukema R.P. Embedding technologies of FBG sensors in composites: Technologies, applications and practical use // *Proc. 6th Eur. Work. – Struct. Heal. Monit. 2012, EWSHM-2012.* – 2012. – Vol. 1. – P. 341–348.

16. A novel time-division multiplexing fiber Bragg grating sensor interrogator for structural health monitoring / Y. Dai, Y. Liu, J. Leng, G. Deng, A. Asundi // *Opt. Lasers Eng.* – 2009. – Vol. 47. – No. 10. – P. 1028–1033. DOI:10.1016/j.optlaseng.2009.05.012

17. Use of FBG sensors for SHM in aerospace structures / G.C. Kahandawa, J. Epaarachchi, H. Wang, K.T. Lau // *Photonic Sensors.* – 2012. – Vol. 2. – No. 3. – P. 203–214. DOI: 10.1007/s13320-012-0065-4

18. On the improvement of strain measurements with FBG sensors embedded in unidirectional composites / G. Pereira, C. Frias, H. Faria, O. Frazão, A.T. Marques // *Polym. Test.* – 2013. – Vol. 32. – No. 1. – P. 99–105.

19. Fibre Bragg gratings in structural health monitoring - Present status and applications / M. Majumder, T.K. Gangopadhyay, A.K. Chakraborty, K. Dasgupta, D.K. Bhattacharya // *Sensors and Actuators a-Physical.* – 2008. – Vol. 147. – No. 1. – P. 150–164. DOI: 10.1016/j.sna.2008.04.008

20. For an issue of embedded optical fibre in CFRP and strain measurement with fibre Bragg gratings sensors / M. Makhshidov, V. Fedotov, M. Shiyonok, A. Zuev // *J. Compos. Mech. Des.* – 2014. – Vol. 20. – No. 4. – P. 568–574.

21. Güemes A., Menendez J.M. Fiber-Optic Sensors // *Structural Health Monitoring.* – 2010. – P. 225–285. DOI:10.3390/s150715494

22. Применение оптического волокна в качестве датчиков деформаций в полимерных композиционных материалах / Е. Каблов [и др.] // *Все материалы. Энциклопедический справочник.* – 2010. – № 3. – С. 10–15.

23. Медведков О., Королев И., Васильев С. Запись волоконных Бреговских решёток в схеме с интерферометром Лойда и моделирование их спектральных свойств / ИЦВО РАН. – М., 2004. – № 6. – С. 1–46.

24. Применение оптоволоконных технологий при создании встроенных систем самодиагностики авиационных

конструкций / А. Серезнов, А. Кузнецов, А. Лукьянов, А. Брагин // *Научный Вестник НГТУ.* – 2016. – Т. 64, № 3. – С. 95–105.

25. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов, А.А. Третьяков // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика.* – 2014. – № 4. – С. 5–44. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01

26. Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in laminates // *Journal Applied Mechanics.* – 1983. – Vol. 50. – No. 1. – P. 184–189. DOI:10.1115/1.3166988

27. Chai H., Babcock C.D., Knauss W.G. One dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling // *International Journal of Solids and Structures.* – 1981. – Vol. 27. – No. 11. – P. 1069–1083. DOI:10.1016/0020-7683(81)90014-7.

28. Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology / Z. Mikulik, D.W. Kelly, B.G. Prusty, R.S. Thomson // *Composite Structures.* – 2008. – Vol. 85. – No. 3. – P. 233–244. DOI:10.1016/j.compstruct.2007.10.027

29. Березин А.В., Козинкина А.И. Особенности диагностики повреждений и оценки прочности композита // *Механика композиционных материалов и конструкций.* – 1999. – № 1. – С. 99–122.

30. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей / *Перм. гос. техн. ун-т.* – Пермь, 1998. – С. 101.

31. Лукина Н.Ф. Клеевые препреги на основе тканей Porcher – перспективные материалы для деталей и агрегатов из ПКМ [Электронный ресурс] // *Труды ВИАМ.* – 2014. – № 6. – URL: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=677](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=677) (дата обращения: 03.11.16). DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-6-10-10

32. Исследование НДС и оценка прочности композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / М.А. Гринев, А.Н. Аношкин, П.В. Писарев, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика.* – 2015. – № 4. – С. 293–307. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.4.17

33. Компьютерное моделирование механического поведения композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / М.А. Гринев, А.Н. Аношкин, П.В. Писарев, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика.* – 2015. – № 3. – С. 38–51. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.3.04

34. Experimental study of non-uniform strains in composite structures with embedded fiber Bragg grating sensors / A.N. Anoshkin, V.P. Matveenko [et al.] // *The Conference on Smart Structures and Materials SMART 2017, 6th International Conference on Smart Materials and Nanotechnology in Engineering SMN2017, 5–8 June 2017.* – Madrid, Spain, 2017.

## References

1. A.N. Anoshkin, V.Yu. Zuiko, V.V. Artemev Design and manufacture of aircraft engine frame from polymer composites depending on technological features. *Riga, Conference on mechanics of composite materials*, 2014,

2. Potrahov N.N., Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Osokin V.M., Pisarev P.V., Pelenev K.A. Numerical and experimental study of composite bulkhead partition strength with in-situ x-ray monitoring. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2017. no. 1. pp. 118-133. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.08 DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.08

3. Staszewski W., Tomlinson G., and Boller C., Health monitoring of aerospace structures smart sensor technologies and signal processing. 2004.

4. Farrar C.R. and Worden K., An introduction to structural health monitoring. *Philos. Trans. A. Math. Phys. Eng. Sci.*, 2007, vol. 365, no. 1851, pp. 303–315 DOI: 10.3390/s131216551.

5. Diamanti K. and Soutis C., Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures. *Prog. Aerosp. Sci.* 2010, vol. 46, no. 8, pp. 342–352

6. Braga D.F.O., Tavares S.M.O., Da Silva L.F.M., Moreira P.M.G.P., De Castro P.M.S.T. Advanced design for lightweight structures: Review and prospects. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2014, vol. 69, pp. 29–39. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.03.003
7. Lin M., Qing X., Kumar A., Beard S.J. SMART Layer and SMART Suitcase for structural health monitoring applications. *Proc. SPIE*, 2001 vol. 4332, no. 408, pp. 98–106. doi: 10.1117/12.429646
8. Fan Y., Kahrizi M. Characterization of a FBG strain gage array embedded in composite structure. *Sensors Actuators, A Phys.* 2005, vol. 121, no. 2, pp. 297–305. doi:10.1016/j.sna.2005.01.021
9. Kablov E.N. et al. Application of optical fiber as strain gauges in polymer composite materials. *Polym. Sci. Ser.*, 2011 D, vol. 4, no. 3, pp. 246–251. DOI: 10.1134/S1995421211030063
10. Gupta N. et al. Structural health monitoring of composite aircraft structures using fiber bragg grating sensors. *J. Indian Inst. Sci.* 2013, vol. 93, pp. 735–750.
11. Wymore M.L., Van Dam J.E., Ceylan H., Qiao D. A survey of health monitoring systems for wind turbines. *Renew. Sustain. Energy Rev.*, 2015, vol. 52, no. 1069283, pp. 976–990. DOI: 10.1016/j.rser.2015.07.110
12. Sierra-Pérez J., Torres-Arredondo M.A., Güemes A. Damage and nonlinearities detection in wind turbine blades based on strain field pattern recognition. FBGs, OBR and strain gauges comparison. *Compos. Struct.* 2016, vol. 135, pp. 156–166. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.08.137
13. Hong C.Y., Zhang Y.F., Zhang M.X., Leung L.M.G., Liu L.Q. Application of FBG sensors for geotechnical health monitoring, a review of sensor design, implementation methods and packaging techniques. *Sensors and Actuators, A: Physical*, 2016, vol. 244, pp. 184–197. DOI: 10.1016/j.sna.2016.04.033
14. Hafizi Z.M., Epaarachchi J., Lau K.T. Impact location determination on thin laminated composite plates using an NIR-FBG sensor system. *Meas. J. Int. Meas. Confed.* 2015, vol. 61, pp. 51–57. DOI: 10.1088/1757-899X/100/1/012056
15. Beukema R.P. Embedding technologies of FBG sensors in composites: Technologies, applications and practical use. *Proc. 6th Eur. Work. – Struct. Heal. Monit.* 2012, EWSHM 2012, 2012, vol. 1, pp. 341–348.
16. Dai Y., Liu Y., Leng J., Deng G., Asundi A. A novel time-division multiplexing fiber Bragg grating sensor interrogator for structural health monitoring. *Opt. Lasers Eng.* 2009, vol. 47, no. 10, pp. 1028–1033. DOI:10.1016/j.optlaseng.2009.05.012
17. Kahandawa G.C., Epaarachchi J., Wang H., Lau K.T. Use of FBG sensors for SHM in aerospace structures. *Photonic Sensors*, 2012, vol. 2, no. 3, pp. 203–214. DOI: 10.1007/s13320-012-0065-4
18. Pereira G., Frias C., Faria H., Frazão O., Marques A.T. On the improvement of strain measurements with FBG sensors embedded in unidirectional composites. *Polym. Test.* 2013, vol. 32, no. 1, pp. 99–105.
19. Majumder M., Gangopadhyay T.K., Chakraborty A.K., Dasgupta K., Bhattacharya D.K. Fibre Bragg gratings in structural health monitoring – Present status and applications. *Sensors and Actuators a-Physical*, 2008, vol. 147, no. 1, pp. 150–164. DOI: 10.1016/j.sna.2008.04.008
20. M. Makhshidov, V. Fedotov, M. Shiyonok, A. Zuev For an issue of embedded optical fibre in CFRP and strain measurement with fibre Bragg gratings sensors. *J. Compos. Mech. Des.*, 2014, vol. 20, no. 4, pp. 568–574.
21. Güemes A., Menendez J.M. Fiber-Optic Sensors. *Structural Health Monitoring*, 2010, pp. 225–285. DOI:10.3390/s150715494
22. Kablov E. et al. Primenenie opticheskogo volokna v kachestve datchikov deformacii v polimernyh kompozicionnyh materialah [The use of optical fiber as strain sensors in polymer composite materials]. *Vse materialy. EHnciklopedicheskij spravochnik.* 2010, no. 3, pp. 10–15.
23. Medvedkov O., Korolev I., Vasil'ev S. Zapis' volokonnyh Breggovskih reshetok v sekhme s interferometrom Llojda i modelirovanie ih spektral'nyh svoystv [Recording fiber Breggov gratings in a scheme with a Loyd interferometer and modeling their spectral properties]. *Moscow, Preprint NCVO RAN*, 2004, no. 6, pp. 1–46.
24. Ser'eznov A., Kuznecov A., Luk'yanov A., Bragin A. Primenenie optovolokonnyh tekhnologij pri sozdanii vstroennyh sistem samodiagnostiki aviacionnyh konstrukcij [The use of fiber optic technologies in the creation of embedded self-diagnosis systems for aircraft structures]. *Nauchnyj Vestnik NGTU*, 2016, vol. 64, no. 3, pp. 95–105.
25. Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S., Tretyakov A.A. Technologies and problems of composite materials mechanics for production of outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2014, no. 4, pp. 5–44. DOI:10.15593/perm.mech/2014.4.01
26. Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in laminates. *Journal Applied Mechanics*, 1983, vol. 50, no. 1, pp. 184–189. DOI:10.1115/1.3166988
27. Chai H., Babcock C.D., Knauss W.G. One dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling. *International Journal of Solids and Structures*, 1981, vol. 27, no. 11, pp. 1069–1083. DOI:10.1016/0020-7683(81)90014-7
28. Mikulik Z., Kelly D.W., Prusty B.G., Thomson R.S. Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology. *Composite Structures*, 2008, vol. 85, no. 3, pp. 233–244. DOI: 10.1016/j.compstruct.2007.10.027
29. Berezin A.V., Kozinkina A.I. Osobennosti diagnostiki povrezhdeniy i otsenki prochnosti kompozita [Features of damages diagnostics and assessment of composites strength]. *Journal on composite mechanics and design*, 1999, no.1, pp. 99–122
30. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Prognozirovaniye nesushchey sposobnosti kompozitnykh flantsev korpusnykh detaley aviadvigatelya [Prediction of carrying capacity of composite flanges for the aircraft engine casing parts]. *Perm, PSTU*, 1998, 101 p.
31. Lukina N.F. Kleevye prepregi na osnove tkanei Porcher–perspektivnye materialy dlia detalei i agregatov iz PKM [Adhesive prepregs base dontissue Porcher–perspective materials for parts and units out of polymeric composite materials]. *Trudy VIAM*, 2014, no.6, availableat: [http://viamworks.ru/ru/articles?art\\_id=677](http://viamworks.ru/ru/articles?art_id=677) (accessed 03 november 2016) DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-6-10-10
32. Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S. Stress-strain analysis and strength prediction of composite outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2015, no. 4, pp. 293–307. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.4.17.
33. Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S. CAD/CAE modeling of mechanical behavior of composite outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2015. no. 3. Pp. 38–51. DOI:10.15593/perm.mech/2015.3.04.
34. Anoshkin A.N., Matveenko V.P et al. Experimental study of non-uniform strains in composite structures with embedded fiber Bragg grating sensors / th Conference on Smart Structures and Materials SMART 2017, 6th International Conference on Smart Materials and Nanotechnology in Engineering SMN2017, 5–8 June 2017, Madrid, Spain.