

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМАЦИИ МАТЕРИАЛА КОНСТРУКЦИИ ИЗ ПКМ С ПОМОЩЬЮ ИНТЕГРИРОВАННЫХ ОПТОВОЛОКОННЫХ СЕНСОРОВ

Махсидов В.В.¹, Яковлев Н.О.¹, Ильичев А.В.¹, Шиёнок А.М.¹, Фирсов Л.Л.²

¹ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия

²ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия

АННОТАЦИЯ

Волоконные брэгговские решетки (ВБР) являются перспективной основой датчиков определения деформации и начинают все шире применяться в измерительных системах для различных конструкций. Исследуется возможность применения ВБР в системе встроенного контроля конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в ряде отраслей промышленности, в частности для элементов конструкций авиационного назначения. В работе рассмотрены два метода определения деформации материала конструкции из ПКМ с использованием оптоволоконных сенсоров на основе ВБР на примере стандартных образцов и трехстрингерной панели из углепластика. Первый метод, основанный на измерении деформации ПКМ методом калибровки по деформации тензодатчика, имеет погрешность 6%. Такая методика рекомендована для стандартных образцов, например, применяемых для определения свойств ПКМ. Второй метод представляет собой модифицированный вариант первого и основан на калибровке по деформации, полученной в результате теоретического расчета конструкции в системе автоматизированного проектирования. Этот метод определения деформации ПКМ имеет погрешность 9%. Модифицированный вариант калибровки имеет преимущество в том, что не требует разрушения изготовленной конструкции и позволяет калибровать конструкцию, имеющую труднодоступные места. В случае авиационной техники этот метод может быть реализован при прочностных испытаниях конструкции и ее элементов на этапе сертификации воздушного судна. Для определения деформаций и нагрузок в конструкциях из ПКМ в системе встроенного контроля рекомендуется использовать модифицированный метод расчета.

Ключевые слова: оптоволоконный чувствительный элемент; волоконная брэгговская решетка; деформация; полимерный композиционный материал; углепластик; элемент конструкции; встроенный контроль

STRAIN MEASUREMENT OF STRUCTURAL ELEMENTS BASED ON CFRP WITH EMBEDDED FIBRE BRAGG GRATING SENSORS

Makhsidov V.V.¹, Yakovlev N.O.¹, Ilichev A.V.¹, Shiyonok A.M.¹, Firsov L.L.²

¹FSUE «All-Russian Scientific-Research Institute of Aviation Materials», Moscow, Russia

²JSC «Sukhoi Civil aircraft», Moscow, Russia

ABSTRACT

Fiber Bragg gratings (FBG) are a promising basis for sensor-based measurement of strain and begin more widely used in measuring systems for different designs. This paper examines the possibility of using FBG in the built-in control system designs from polymeric composite materials (PCM) in a number of industries, in particular for structural elements of aircraft. There discusses two methods of strain measurements for PCM structures using fiber-optic sensors on the examples of standard samples and a three-stringer panel of carbon plastic. The first method is based on calibration by strain gage and has an inaccuracy of 6%. This technique is recommended for standard samples, for example, used to determine properties of PCM. The second method is a modified version of the first and based on the calibration of strains obtained in the result of theoretical calculations using computer-aided software. The method has an inaccuracy of 9%. A modified version of the calibration has the advantage that does not require the structure destruction and allows calibrating the design with the hard to reach places. In the case of aviation equipment, this method can be used during the strengthening test at the stage of certification. The modified method is recommended for the system of built-in control to obtain strains and loads of the PCM-structures.

Keywords: fiber optic sensor; fiber Bragg grating; strain; structural element; structural health monitoring

ВВЕДЕНИЕ

За последние несколько десятилетий объем применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) значительно вырос и продолжает увеличиваться. Основная причина высокого спроса ПКМ - низкий удельный вес, высокая прочность, коррозионная стойкость и долговечность в сравнении с традиционными материалами (сталь, алюминиевые и титановые сплавы и т.п.), что делает их практически незаменимыми в различных отраслях промышленности. В последнее время растет объем применения новых материалов и технологий их получения, особенно ПКМ, в авиастроении, судостроении, строительстве и других областях [1,2]. По мнению многих экспертов производство полимерных композиционных материалов в Российской Федерации к 2020 г. достигнет 118 млн. т, а их потребление на душу населения будет увеличиться – с 0,3 кг/чел. – в 2012 г. до 0,8 кг/чел. к 2020 г. [3].

Особенный интерес ПКМ вызывают у компаний, которые изготавливают и эксплуатируют образцы техники с элементами конструкции на их основе, т.к. это позволяет снизить вес изделия, в ряде случаев повысить его несущую способность и жесткость, сократить время на изготовление изделия и уменьшить потери в процессе производства. В результате применения ПКМ в авиационной технике значительно повышаются ее тактико-технические характеристики: дальность полета, увеличение полезной нагрузки, экономия топлива, маневренность и др. Если мы говорим о гражданском самолете, то, по сравнению с «металлическим», он способен перевозить больше грузов и пассажиров на более дальние расстояния при таком же расходе топлива, а в некоторых случаях – даже использовать аэродромы меньшего класса [4].

Однако, несмотря на очевидные преимущества ПКМ, существует ряд факторов, которые значительно ограничивают их широкое применение в изделиях, эксплуатирующихся длительное время, например, в авиационной технике. По сравнению с алюминиевыми сплавами ПКМ, в силу природы материала и технологии производства, обладают гораздо большим разбросом

значений свойств, способностью поглощать влагу из окружающей среды и под воздействием механической нагрузки разрушаются практически мгновенно [5-8].

Если для конструкций на основе алюминиевых сплавов накоплен большой опыт эксплуатации и существуют проверенные практикой методы оценки ресурса, то для конструкций на основе ПКМ такой опыт практически отсутствует. Поэтому для ПКМ актуальна разработка системы встроенного контроля конструкции, которая должна решать главные задачи: отслеживание критических деформаций/нагрузок и зарождающихся и развивающихся дефектов.

Для ряда воздушных судов, например военной или специальной авиации, ресурс реальной конструкции и ресурс, определяемый расчетным методом, может значительно отличаться, что затрудняет оценку остаточного ресурса и обычно ведет к преждевременному съему и утилизации дорогостоящего узла или изделия в целом. Такая разница в оценке прогнозируемого и реального ресурса связана с условиями эксплуатации. Статистика для 70 самолётов F/A-18 показывает, что в течение 135 тысяч лётных часов скорость накопления повреждений различается примерно в 2 раза [9]. В таких случаях эффект от внедрения систем встроенного контроля будет максимальным.

Одними из первых датчиков, нашедших практическое применение для контроля материала конструкции, были электрические – так называемые «проволочные» и тензодатчики. Результат их измерения интерпретируется однозначно и связан напрямую с материалом конструкции при условии соблюдения соответствующей технологии их установки. Но при этом есть несколько существенных недостатков, ограничивающих их применение в серийных самолетах – для каждого или группы из нескольких датчиков нужны по два и более провода, чувствительность к электромагнитным помехам и достаточно большой размер (размер одного датчика примерно 3x5 мм). Более того, при количестве тензодатчиков в несколько сотен и более вспомогательное коммутационное оборудование, и сами провода начинают занимать достаточно большое место. К тому же тензодатчики фиксируются на поверхности материала и требуют специальной защиты от воздействия окружающей среды и механических повреждений. В работе [10] показано сравнение в применении волоконных брэгговских решеток и традиционных тензодатчиков (Luna Innovations, NASA Langley Research Center Modern Machine & Tool Company): шлейф проводов и необходимость применения массивных коммутационных стоек делает систему встроенного контроля с использованием тензодатчиков очень громоздкой, а вместе с качеством крепления/защиты датчиков – ненадежной.

Перспективным с точки зрения встроенного контроля материала конструкции являются оптические волоконные датчики на основе брэгговской решетки [11,12]. Волоконные брэгговские решетки (ВБР) в сравнении с традиционно применяемыми тензодатчиками более компактны, не подвержены электромагнитным помехам и могут интегрироваться в единое оптоволокно. Вместе с этим, оптоволокно достаточно легко интегрируется в ПКМ (например, в угле-, стекло-, органопластики и т.п.) в процессе изготовления элемента конструкции. Поэтому, одним из рассматриваемых вариантов расположения ВБР является их интеграция в структуру ПКМ в процессе изготовления детали.

Благодаря своим преимуществам, ВБР начинают применяться для систем встроенного контроля в ряде отраслей промышленности. В частности, исследуется возможность использования ВБР для изделий авиационной и космической техники, например, для измерения деформации материала

во фрагменте фюзеляжа гражданского самолета В-737 [13] и композитном баллоне [14], получаемом методом намотки.

Эксплуатация авиационной техники требует периодической диагностики конструкции и оценки ее остаточного ресурса. Выполнение данных процедур предписывает приостановку эксплуатации авиатехники и выполнение осмотра, в т.ч. с применением дополнительного оборудования. В ряде случаев необходима внеплановая проверка конструкции. Данные действия приводят к вынужденным и не всегда запланированным простоям авиатехники и, как следствие, дополнительным расходам. Анализ данных, приведенных организацией «The Aviation and Missile Command» (США) для эксплуатации вертолетов УН-60 (1900 шт.) и АН-64 (725 шт.) в течение двух лет, показал следующий относительный вклад различных источников повышения эффективности их использования за счёт применения бортовых систем мониторинга при эксплуатации [15]:

- предотвращение разрушения 3-х вертолетов – 44%;
- замена только тех агрегатов, условия эксплуатации которых потребовали замены – 21%;
- уменьшение в среднем по парку затрат на плановое обслуживание с повышением эксплуатационной готовности за счёт уменьшения затрат, связанных с оплатой обслуживания и отменой полётов – 27%;
- уменьшение объёма заменяемых частей благодаря устранению повреждений/замене вышедшего из строя элемента на ранней стадии – 6%;
- отказ от обслуживания – 2%.

Общий эффект за счёт применения бортовых систем мониторинга при эксплуатации указанных вертолетов за два года составил \$112 млн.

Применительно к ВБР определение деформации как изменение расстояния между двумя точками не вызывает особых сложностей до тех пор, пока мы не интегрируем ВБР внутрь материала [16]. В связи с тем, что нам необходимо измерять деформацию ПКМ, а не оптоволокна, содержащего ВБР, необходимо установить связь между деформацией оптоволокна, содержащего ВБР, и ПКМ. Данная задача может решаться несколькими методами и одними из простых являются: калибровка изготовленной конструкции из ПКМ с интегрированной ВБР и его модификация с использованием «эталонной» деформации, полученной в результате расчета в системе автоматизированного проектирования (САПР) [17]. Преимуществом второго метода является отсутствие необходимости разрушения изготовленной конструкции и возможность калибровки конструкции, имеющей труднодоступные места.

В задачу работы входило определение деформации ПКМ методом калибровки по деформации тензодатчика для стандартных образцов и по теоретически рассчитанным деформациям в САПР на примере трехстрингерной панели из углепластика ВКУ-47И, являющейся конструктивно подобным фрагментом верхней панели центроплана для модификации самолета Ту-204. Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 4.1 «Интеллектуальные ПКМ II и III поколений» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [18].

2. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

2.1. Материалы и методика исследований.

Определение деформации ПКМ методом калибровки по деформации тензодатчика проводили на стандартных образцах углепластика длиной, шириной и толщиной, соответственно 250x10x2 мм. Для изготовления образцов использовали однонаправленный препрег марки ВКУ-47И на основе углеродного волокна IMS65 (Toho Tenax, Япония) и эпоксидного связующего ВСЭ-1212 (ФГУП «ВИАМ»). Пакет состоял из 12-ти слоев препрега, уложенных в одном направлении. С целью измерения деформации в образце в процессе сборки пакета между 6-м и 7-м слоем укладывали в направлении армирующих волокон оптоволокно с сформированной ВБР. Диаметр используемого кварцевого оптоволокна составил 125 мкм, а наружный диаметр его полимерной оболочки – 250 мкм. Заготовку под образцы из углепластика изготавливали в лабораторных условиях прессовым методом. При формовании углепластика использовали специальную пресс-форму для организации вывода оптоволокна с поверхности будущего образца в его переходной части (между рабочей и захватной частями). Деформацию образца углепластика определяли вдоль оси его нагружения при испытании на растяжение по ГОСТ 25.601-80 при комнатной температуре на испытательной машине Zwick/Roell Z100. Перед испытанием на захватную часть образца приклеивали накладки. Для измерения продольной деформации по его центру над местом интегрированной ВБР проводили аппликацию тензодатчика, а на рабочую зону крепили навесной экстензометр с базой 25 мм.

Для определения деформации ПКМ вначале экспериментально определяли коэффициент пропорциональности между осевой деформацией интегрированного оптоволокна, содержащего ВБР, и продольной деформацией образца, измеренной с помощью тензодатчика. Осевую деформацию оптоволокна определяли по формуле, приведенной в работе [16]

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \left(1 - \frac{n_{eff}^2}{2} [p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12})] \right) \varepsilon_z \quad (1)$$

где: λ_B – резонансная длина волны ВБР; $\Delta\lambda_B$ – изменение резонансной длины волны ВБР; n_{eff} – показатель преломления кварцевого стекла; p_{11} , p_{12} – коэффициенты Поккельса упруго-оптического тензора; ν – коэффициент Пуассона кварцевого стекла; ε_z – осевая деформация оптоволокна.

В работе было принято два допущения. Первое: радиальная деформация оптоволокна вызвана его осевой деформацией, что позволило использовать формулу (1). Второе: для данного метода испытания все слои в рабочей части образца в направлении приложения нагрузки деформируются равномерно. Выражая осевую деформацию из формулы (1) и подставляя значения постоянных ($n_{eff}=1,447467$; $p_{11}=0,113$; $p_{12}=0,252$; $\nu=0,19$ [16,19]) получаем

$$\varepsilon_z \approx \frac{\Delta\lambda_B}{0,809\lambda_B} \quad (2)$$

Затем при последующих испытаниях полученное значение деформации от ВБР умножали на определенный ранее коэффициент пропорциональности и получали продольную деформацию образца. Во время испытания продольную деформацию образца одновременно измеряли с помощью экстензографа, тензодатчика и ВБР. Более подробно данная методика описана в работе [20].

Второй использованный метод определения деформации ПКМ с использованием интегрированных ВБР является модификацией первого и основывается на калибровке по расчетной деформации. Эксперимент проводили на трехстрингерных панелях из углепластика ВКУ-47И с интегрированными оптоволоконными сенсорами на основе ВБР. Данная панель является конструктивно подобным фрагментом верхней панели центроплана для модификации самолета Ту-204. Изначально, в соответствии с действующими на элемент конструкции силовыми факторами и его расположением, выбирали ориентацию слоев ПКМ и определяли геометрию поперечного сечения панели, проводя прочностной расчет. По полученным данным по автоклавной технологии из препрега ВКУ-47И были изготовлены трехстрингерные панели длиной 2000 мм и шириной 400 мм. Интеграцию оптоволоконна с ВБР проводили в определенный слой ПКМ обшивочной части панели под стрингером.

Методом конечно-элементного моделирования в САПР «ABAQUS» проводили анализ распределения деформаций по сечению трехстрингерной панели при ее нагружении. Для возможности последующей экспериментальной проверки этого метода и удобства закрепления панели в оснастке моделировали испытание на трехточечный изгиб (рабочая база 1500 мм): панель ориентирована обшивкой к опорам и стрингерами к нагружающему пуансону (рис.1). При таком изгибе обшивка панели работает на растяжение. Нагружение трехстрингерной панели проводили на вертикальном стенде для испытаний крупногабаритных конструкций фирмы «Walter + Bai» AG (Швейцария) в ГЦКИ им. Г.В. Акимова (г. Геленджик) [21]. Для последующего расчета нагрузку на панель при изгибе принимали как 90% (2575 кг) от разрушающей (2860 кг), определенной ранее при испытании аналогичной панели. Далее определяли коэффициент пропорциональности между рассчитанным значением деформации вдоль продольной оси панели и измеренным с помощью ВБР. На полученный коэффициент пропорциональности умножали значение деформации, измеренное ВБР с помощью формулы (2), и получали продольную деформацию материала в области с ВБР. В данном методе погрешность находили путем сравнения с деформацией, полученной из расчета в САПР.



Рис.1. Нагружение трехстрингерной панели из углепластика ВКУ-47И на вертикальном стенде для испытаний крупногабаритных конструкций.

2.2. Результаты исследований.

При определении деформации ПКМ методом калибровки по деформации тензодатчика необходимо определить коэффициент пропорциональности между деформацией, измеряемой ВБР и определяемой тензодатчиком. В упоминаемой работе [20] для однонаправленных образцов углепластика марки ВКУ-47И коэффициент пропорциональности составил 1,136. По результатам экспериментов на образцах, изготовленных из различных партий, точность определения деформации с использованием ВБР по отношению к результатам, полученным с помощью тензометрии и экстензометра, составила для одинаковых уровней нагрузок не более 6% при общей деформации образцов до 0,83% (рис.2).

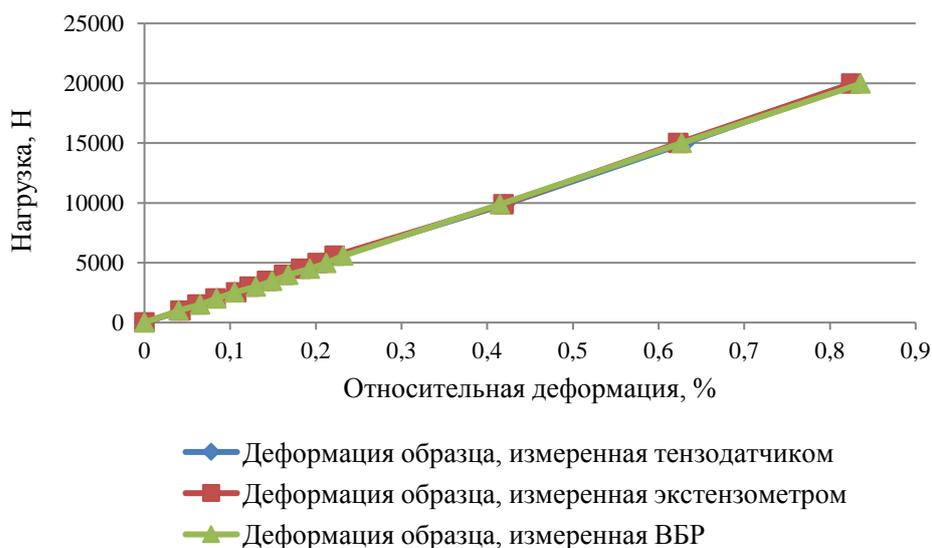


Рис.2. Сравнение показаний деформации образцов ПКМ, измеренных с помощью тензодатчика, экстензометра и интегрированной ВБР.

Использование такого метода калибровки для оребренных панелей требует изготовления специальной оснастки под конкретный тип и размер детали, а главное – необходимость разрушения изготовленной конструкции, что не экономично. Кроме того, невозможно калибровать конструкции, имеющие труднодоступные места для приклеивания тензодатчиков, поэтому для определения деформации ПКМ в трехстрингерной панели с использованием ВБР был опробован метод калибровки по значениям деформации, полученным в теоретическом расчете (калибровка по расчетной деформации).

На рис.3 в результате моделирования напряженно-деформированного состояния трехстрингерной панели при нагрузке, составляющей 90% от разрушающей, показано распределение продольных деформаций вдоль ее продольной оси в слое с интегрированными оптоволоконными сенсорами на основе ВБР. По рассчитанным значениям продольной деформации материала, полученным для соответствующих мест расположения ВБР и измеренным с помощью интегрированных ВБР в процессе эксперимента при той же нагрузке, определяли коэффициент пропорциональности между ними. Данный коэффициент использовали при определении деформации ПКМ в процессе испытаний для других изготовленных панелей.

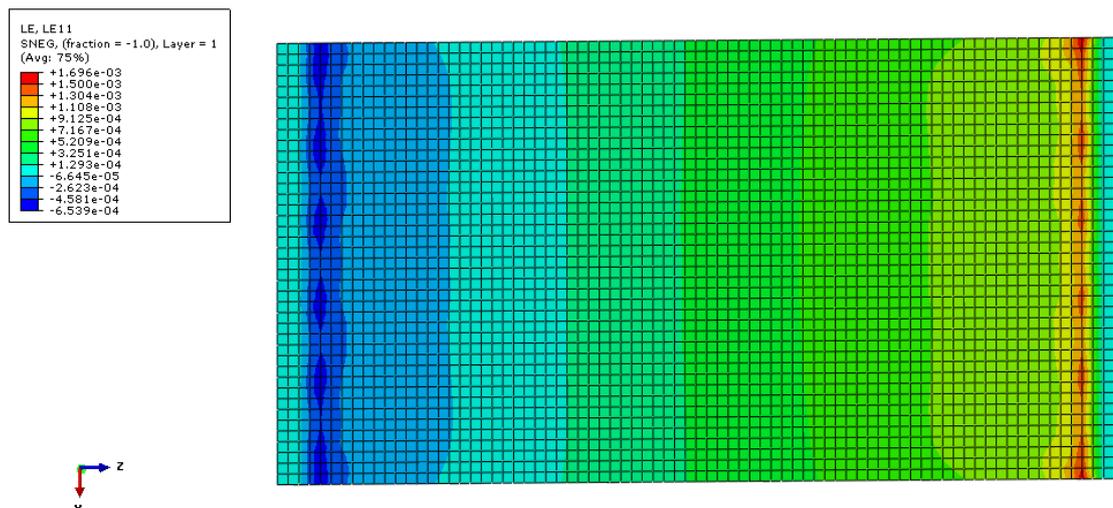


Рис.3. Распределение продольных деформаций вдоль продольной оси в слое обшивки с оптоволоконными сенсорами в половине панели при трехточечном изгибе.

На рис.4 показаны экспериментальные значения продольных деформаций ПКМ, измеренных с помощью интегрированных ВБР, для другой трехстрингерной панели аналогичной конструкции в сравнении с расчетными данными. Погрешность определения деформации ПКМ с использованием ВБР по сравнению с расчетными данными составила 9%. Более высокая погрешность по сравнению с первым методом предположительно связана с колебаниями размеров сечения и толщины монослоев для исследуемых панелей, а также погрешностями расчета.

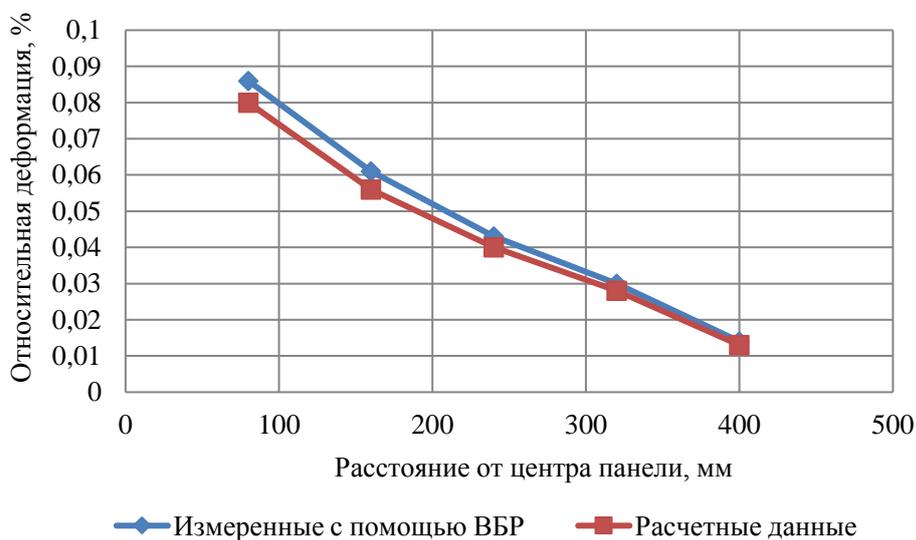


Рис.4. Измеренные с помощью интегрированных ВБР и расчетные значения продольных деформаций ПКМ для трехстрингерной панели из углепластика ВКУ-47И.

Аналогичный результат получен и на других панелях такой же геометрии и изготовленных из того же материала той же технологией. Этот метод калибровки был опробован для приложения нагрузки к испытываемой панели

в 10% от разрушающей, который также показал погрешность определения деформации ПКМ в пределах 9%.

Рассмотренный метод определения деформации ПКМ при калибровке по расчетной деформации возможно применять и для сенсоров на основе ВБР, позволяющих одновременно измерять продольную и поперечную составляющую деформации материала [22].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены два метода определения деформации материала вдоль продольной оси конструкции из ПКМ с использованием оптоволоконных сенсоров на основе ВБР на примере стандартных образцов и трехстрингерной панели из углепластика ВКУ-47И. Показано, что измерение деформации ПКМ методом калибровки по деформации тензодатчика дает результат с погрешностью до 6%. Однако данный метод не реализуем для использования на готовых конструкциях, особенно крупногабаритных и имеющих труднодоступные места. Такая методика рекомендована для стандартных образцов, например, применяемых для определения свойств ПКМ.

При использовании модифицированного метода, где калибровка осуществляется по деформации, полученной от соответствующего теоретического расчета конструкции в САПР, погрешность определения деформации ПКМ составила 9%. Более высокая погрешность по сравнению с первым методом предположительно связана с колебаниями размеров сечения и толщины монослоев для исследуемых панелей, а также погрешностями расчета. Этот метод имеет преимущество перед первым в том, что не требует разрушения изготовленной конструкции и позволяет калибровать конструкцию, имеющую труднодоступные места. В случае авиационной техники этот метод может быть реализован при прочностных испытаниях конструкции и ее элементов на этапе сертификации воздушного судна. Для определения деформаций и нагрузок в конструкциях из ПКМ в системе встроенного контроля рекомендуется использовать модифицированный метод расчета на основе калибровки по деформации, полученной от соответствующего теоретического расчета конструкции в САПР.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е.Н. *Авиационное материаловедение: итоги и перспективы* // Вестник Российской академии наук. – 2002. – Т.72. – №1. – С.3-12.
2. Каблов Е.Н. *Шестой технологический уклад* // Наука и жизнь. – 2010. – №4. – С.2-7.
3. Петров А.В., Дориомедов М.С., Скрипачев С.Ю. *Технологии утилизации полимерных композиционных материалов. Обзор* // Труды ВИАМ. – 2015. – №8. – Ст.09. (<http://www.viam-works.ru>).
4. Гуляев И.Н., Гуняев Г.М., Раскутин А.Е. *Полимерные композиционные материалы с функциями адаптации и диагностики состояния* // Авиационные материалы и технологии. – 2012. – №5. – С.242-253.
5. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. *Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов* // Авиационные материалы и технологии. – 2012. – №5. – С.440-448.

6. Каблов Е.Н., Старцев О.В., Кротов А.С., Кириллов В.Н. *Климатическое старение композиционных материалов авиационного назначения. III. Значимые факторы* // Деформация и разрушение материалов. – 2011. – №1. – С.34-40.
7. Ильичев А.В., Раскутин А.Е. *Исследование влияния концентратора напряжений на напряженно-деформационное состояние углепластика методом корреляции цифровых изображений* // Авиационные материалы и технологии. – 2014. – №3. – С.62-66.
8. Старцев В.О., Махоньков А.Ю., Котова Е.А. *Механические свойства и влагостойкость ПКМ с повреждениями* // Авиационные материалы и технологии. – 2015. – №S1. – С.49-55.
9. Molent L., Agius J. *Agile military aircraft* / In: “Encyclopedia of Structural Health Monitoring”. – John Wiley & Sons, Ltd., 2009. – Chapt.98. – Pp.1-15.
10. Childers B.A., Froggatt M.E., Allison S.G. et al. *Use of 3000 bragg grating strain sensors distributed on four eight-meter optical fibers during static load tests of a composite structure* / Smart Structures and Materials 2001: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. Proceedings. – 2001. – Pp.133-142.
11. Васильев С.А., Медведков И.О., Королев И.Г., Божков А.С., Курков А.С., Дианов Е.М. *Волоконные решетки показателя преломления и их применение* // Квантовая электроника. – 2005. – Т.35. – №12. – С.1085-1103.
12. Гуляев И.Н., Каблов Е.Н., Сиваков Д.В., Сорокин К.В. *Способ измерения деформации конструкции из композиционного материала* / Патент РФ 2427795; опубл. 03.12.2009.
13. Takeda N., Tajima N., Sakurai T., Kishi T. *Recent advances in composite fuselage demonstration program for damage and health monitoring in Japan* // Structural control and health monitoring. – 2005. – Vol.12. – Pp.245-255.
14. Mizutani T., Takeda N., Takeya H. *On-board strain measurement of a cryogenic composite tank mounted on a reusable rocket using FBG sensors* // Structural health monitoring. – 2006. – Vol.5. – Pp.205-214.
15. Adams C. HUMS Technology, Avionics Magazine, 2012, http://www.aviationtoday.com/av/military/HUMS-technology_76209.html#.VXbcJtLtlBc.
16. Leduc D., Lecieux Y., Morvan P.-A., Lupi C. *Architecture of optical fiber sensor for the simultaneous measurement of axial and radial strains* // Smart Mater. Struct. – 2013. – Vol.22. – Iss.7. – 9 p.
17. Luyckx G., Voet E., De Waele W., Degrieck J. *Multi-axial strain transfer from laminated CFRP composites to embedded Bragg sensor: I. Parametric study* // Smart Mater. Struct. – 2010. – Vol.19. – Iss.10. – 9 p.
18. Каблов Е.Н. *Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года»* // Авиационные материалы и технологии. – 2015. – Т.34. – №1. – С.3-33.
19. Bertholds A., Dandliker R. *Determination of the individual strain-optic coefficients in single-mode optical fibers* // J. Lightwave Technol. – 1988. – Vol.6. – Pp.17-20.
20. Махсидов В.В., Яковлев Н.О., Ильичев А.В., Шиенок А.М. *Измерение деформации углепластика с помощью интегрированных в его структуру волоконных брэгговских решеток* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2015. – Т.21. – №3. – С.360-369.

21. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Гладких А.В., Гончаров А.А., Скиба О.В., Боярских А.В., Подживотов Н.Ю. *Испытания крупногабаритных конструкций из полимерных композиционных материалов на силовом полу ГЦКИ "ВИАМ" им. Г.В. Акимова* // Композитный мир. – 2014. – №1. – С.72-78.
22. Voet E., Luycx G., De Waele W., Degrieck J. *Multi-axial strain transfer from laminated CFRP composites to embedded Bragg sensor: II. Experimental validation* // Smart Mater. Struct. – 2010. – Vol.19. – Iss.10. – 9 p.

REFERENCES

1. Kablov E.N. *Aviacionnoe materialovedenie: itogi i perspektivy [Aviation material science]*. Vestnik Rossiiskoi akademii nauk, 2002, Vol.72, No.1, Pp.3-12.
2. Kablov E.N. *Shestoi tehnologicheskii uklad [Sixth technological epoch]*. Nauka i zhizn, 2010, No.4, Pp.2-7.
3. Petrov A.V., Doriomedov M.S., Skripachev S.Yu. *Recycling technologies of polymer composite materials (review)*. Proceedings of VIAM, 2015, No.8, Paper 9. (<http://www.viam-works.ru>).
4. Gulyaev I.N., Gunyaev G.M., Raskutin A.E. *Polymer composite materials with the adaptation functions and state diagnostics*. Aviation materials and technologies, 2012, No.S, Pp.242-253.
5. Erasov V.S., Yakovlev N.O., Nuzhny G.A. *Qualification tests and the study of aviation materials strength*. Aviation materials and technologies, 2012, No.S, Pp.440-448.
6. Kablov E.N., Startsev O.V., Krotov A.S., Kirillov V.N. *Climate ageing of composite materials for aircraft. III. Important factors of ageing*. Deformatsiya i Razrushenie materialov, 2011, No.1, Pp.34-40.
7. Ilichev A.V., Raskutin A.E. *Research of stress concentrator influence on stress-strain state of carbon by digital images correlation method*. Aviation materials and technologies, 2014, No.3, Pp.62-66.
8. Startsev V.O., Makhonkov A. Yu., Kotova E.A. *Mechanical properties and moisture resistance of PCM with damages*. Aviation materials and technologies, 2015, No.S1, Pp.49-55.
9. Molent L., Agius J. *Agile military aircraft*. In: "Encyclopedia of Structural Health Monitoring", John Wiley & Sons, Ltd., 2009, Chapt.98, Pp.1-15.
10. Childers B.A., Froggatt M.E., Allison S.G. et al. *Use of 3000 bragg grating strain sensors distributed on four eight-meter optical fibers during static load tests of a composite structure*. Proc. Smart Structures and Materials 2001: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 2001, Pp.133-142.
11. Vasil'ev S.A., Medvedkov O.I., Korolev I.G., Bozhkov A.S., Kurkov A.S., Dianov E.M. *Fibre gratings and their applications*. Quantum electron. 2005, Vol.35, No.12, Pp.1085-1103.
12. *Sposob izmereniya deformacii konstruccii iz kompozicionnogo materiala [Method of measuring of construction deformation based on composite material]*. Patent 2427795 Russian Federation 03.12.2009.
13. Takeda N., Tajima N., Sakurai T., Kishi T. *Recent advances in composite fuselage demonstration program for damage and health monitoring in Japan*. Structural control and health monitoring, 2005, Vol.12, Pp.245-255.

14. Mizutani T., Takeda N., Takeya H. *On-board strain measurement of a cryogenic composite tank mounted on a reusable rocket using FBG sensors*. Structural Health Monitoring, 2006, Vol.5, Pp.205-214.
15. Adams C. HUMS Technology, Avionics Magazine, 2012, http://www.aviationtoday.com/av/military/HUMS-technology_76209.html#. VXbcJtLtlBc.
16. Leduc D., Lecieux Y., Morvan P.-A., Lupi C. *Architecture of optical fiber sensor for the simultaneous measurement of axial and radial strains*. Smart Mater. Struct., 2013, Vol.22, Iss.7, 9 p.
17. Luyckx G., Voet E., De Waele W., Degrieck J. *Multi-axial strain transfer from laminated CFRP composites to embedded Bragg sensor: I. Parametric study*. Smart Mater. Struct., 2010, Vol.19, Iss.10, 9 p.
18. Kablov E.N. *Innovative developments of FSUE «VIAM» SSC of RF on realization of «Strategic directions of the development of materials and technologies of their processing for the period until 2030»*. Aviation materials and technologies, 2015, No.1, Pp.3-33.
19. Bertholds A., Dandliker R. *Determination of the individual strain-optic coefficients in single-mode optical fibers*. J. Lightwave Technol., 1988, Vol.6, Pp.17-20.
20. Ilichev A.V., Makhsidov V.V., Shiyonok A.M., Yakovlev N.O. *Strain measurement of carbon fibre reinforced plastic with embedded fibre bragg grating*. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktсии, 2015. Vol.21, No.3, Pp.360-369.
21. Erasov V.S., Yakovlev N.O., Gladkikh A.V., Goncharov A.A., Skiba O.V., Boyarskih A.V., Podzhivotov N.Yu. *Ispytanie krupnogabaritnykh konstrukcii iz polimernykh kompozicionnykh materialov na silovom polu GCKI im G.V. Akimova [Testing of large-size constructions based on polymer matrix composite materials on power flat at RCGCT n.a. G.V. Akimov]*. Composite World, 2014, No.1, Pp.72-78.
22. Voet E., Luyckx G., De Waele W., Degrieck J. *Multi-axial strain transfer from laminated CFRP composites to embedded Bragg sensor: II. Experimental validation*. Smart Mater. Struct., 2010, Vol.19, Iss.10, 9 p.

Поступила в редакцию 31 мая 2016 года.

Сведения об авторе:

Махсидов Владимир Владимирович – к.т.н., нач. сектора, ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия; e-mail: makhsidov_vv@viam.ru

Яковлев Николай Олегович – к.т.н., н.с., ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия

Ильичев Александр Владимирович – инж. 2-й кат., ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия

Шиенко Антон Михайлович – инж. 2-й кат., ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия

Фирсов Леонид Леонидович – вед.констр., ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия; e-mail: info@scac.ru