

УДК 629.735.083.2/03:620.179.1(045)

**С. Игнатович¹, докт. техн. наук; М. Карускевич¹, канд. техн. наук;
Н. Бурау², докт. техн. наук; В. Краснопольский¹**

¹*Национальный авиационный университет, Киев, Украина*

²*Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина*

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БОРТОВЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ УСТАЛОСТНОГО РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

***Резюме.** Представлен краткий обзор и анализ проблемы контроля технического состояния авиационных конструкций в эксплуатации. Показано, что ведущие производители и эксплуатанты авиационной техники в мире интенсивно проводят научные и конструкторские разработки по созданию и внедрению автоматизированных систем Structural Health Monitoring (SHM). Рассмотрены вопросы мониторинга выработки усталостного ресурса самолета с использованием сенсоров усталости, работающих по принципу изменения поверхностного деформационного рельефа лакирующего слоя. Предложены принципы создания бортовой автоматизированной SHM системы на отечественных образцах самолетов.*

***Ключевые слова:** контроль технического состояния, поврежденность, усталостный ресурс, прогнозирование предельного состояния, история эксплуатационного нагружения, датчики усталости, деформационный рельеф.*

S. Ignatovich, M. Karuskevich, N. Bouraou, V. Krasnopolskiy

PROSPECTS OF THE APPLICATION OF THE ONBOARD AUTOMATED FATIGUE LIFE EXHAUSTION MONITORING SYSTEMS FOR AIRCRAFT STRUCTURES

***The summary.** Brief review and analysis of the structural health monitoring problem for the aircraft structures in the operation is presented. It is shown that the world leading aircraft manufactures and operators carry out intensive research and design works aimed on the development and implementation of the automated Structural Health Monitoring (SHM) systems. The problems of the aircraft fatigue life exhausting monitoring with the fatigue sensors, indicating fatigue by the evolution of the clad layer surface deformation relief are considered. The principles of the onboard automated SHM system development for the Ukrainian planes are proposed.*

***Key words:** structural health monitoring, damage, fatigue life, prediction of the ultimate state, history of the operational loading, fatigue sensors, deformation relief.*

Постановка проблемы. Современное воздушное судно (ВС) является сложным и дорогостоящим изделием, эффективное коммерческое использование которого обеспечивается за срок эксплуатации не менее 30 лет, а ресурс должен составлять 40...80 тыс. часов налета без снижения несущей способности конструкции [1]. Расходы на техническое обслуживание (ТО) ВС занимают около 25 % от общей суммы эксплуатационных затрат [2]. Учитывая, что на сегодняшний день в мире более 2 000 авиакомпаний эксплуатируют порядка 23 000 коммерческих самолетов, а за год совершается более 29 миллионов авиарейсов и перевозится около 2,2 миллиарда пассажиров [1]. Решение проблемы снижения затрат на ТО при обеспечении достаточной безопасности полетов является актуальным для разработчиков, производителей и эксплуатантов авиационной техники (АТ).

Анализ публикаций по проблеме. В настоящее время существуют два подхода к реализации ресурсных показателей авиационных конструкций в эксплуатации, которые

закладываются при проектировании: по *безопасному ресурсу* и по *безопасному повреждению* [3, 4].

В первом случае конструкция эксплуатируется какое-то заданное ограниченное время, измеряемое в часах или количеством полетных циклов. Так как предполагается, что при дальнейшей эксплуатации сверх этих пределов накопившиеся повреждения могут привести к разрушению элементов конструкции, применяется принцип поэтапного установления и продления назначенных ресурсов (вплоть до списания ВС) по условиям прочности при длительной эксплуатации.

Основное положение, на котором базируется концепция безопасного повреждения, состоит в том, что дефекты всегда существуют, даже в новых конструкциях. Исходя из этого, при проектировании заранее предусматривается возможность повреждения и/или разрушения каких-либо элементов конструкции, и обеспечивается невозможность потери их работоспособности из-за таких повреждений [5, 6]. В этом случае концепция обеспечения безопасности полетов ВС основана на допущении о возможном появлении и распространении усталостных трещин до достижения ими ограниченной длины в тех или иных зонах планера или двигателя [7]. При таком подходе должна обеспечиваться повышенная живучесть конструктивных элементов ВС, а также достаточно высокая их контролепригодность. Важнейшим фактором при реализации принципа безопасного повреждения становится необходимость мониторинга технического состояния (ТС) индивидуального ВС и возможность прогнозирования его остаточного ресурса. При условии применения эффективных средств и методик контроля элементов конструкции в эксплуатации, принцип безопасности повреждения позволит перейти к эксплуатации конкретного экземпляра ВС по фактическому техническому состоянию, что приведет к более полному использованию ресурсных возможностей парка ВС, увеличению коммерческого налета и снижению эксплуатационных расходов.

Методология оценки текущего ТС и прогнозирования индивидуального остаточного ресурса самолета в эксплуатации базируется на использовании текущей информации об объектах контроля, которая поступает по двум направлениям.

Во-первых, это данные текущего (оперативного) поиска дефектов в процессе эксплуатации. Контроль может быть непрерывным (мониторинг) или дискретным (например, приуроченным к плановым профилактическим осмотрам).

Во-вторых, это данные о нагрузках и других условиях взаимодействия объекта контроля с окружающей средой.

Общим условием для получения и обработки диагностической информации и информации об истории нагруженности объектов контроля является использование встроенных и внешних датчиков, приборов неразрушающего контроля, систем для хранения и обработки информации, алгоритмов и программ для принятия решений.

Как отмечается в работе [8], диагностическая информация, как правило, ограничена по объему и носит лишь косвенный характер. Существующие средства неразрушающего контроля не позволяют обнаружить все повреждения и трещины, которые в дальнейшем могут стать причиной предельных состояний. Имеется достаточно большая вероятность пропуска дефектов из-за несовершенства аппаратуры, небрежности оператора или недоступного расположения дефектов, использования необоснованной периодичности контроля. Например, если периодичность осмотров является несогласованной с временными параметрами зарождения и распространения усталостных трещин, это может привести к формированию дефектов критических размеров и, как следствие, к разрушению конструкции [7].

Таким образом, данные о режимах нагружения служат ценным дополнительным источником информации о ТС конструкции. На основании этих данных с

использованием тех или иных расчетных схем можно идентифицировать историю нагружения объекта контроля и степень накопленных им повреждений в эксплуатации. При сопоставлении результатов расчета поврежденности с диагностическими данными оцениваются параметры ТС объекта контроля, которые на предыдущих стадиях не были идентифицированы с достаточной точностью. Таким образом, два источника информации – диагностические данные о состоянии объекта и данные об истории его нагружения – оказываются тесно связанными и взаимно зависимыми [8]. Решение проблемы получения такой информации, ее обработки и принятия решений о стратегии ТО индивидуального образца ВС, а также прогнозирования его остаточного ресурса должно реализовываться в рамках комплексных интеллектуальных систем мониторинга (КИСМ) жизненного цикла ВС [9]. К разновидности таких систем можно отнести разрабатываемые и внедряемые в настоящее время бортовые системы непрерывного контроля ТС – системы Structural Health Monitoring (SHM).

Цель работы. Показать актуальность, целесообразность и перспективы разработки и использования бортовых автоматизированных систем непрерывного контроля ТС и выработки усталостного ресурса в эксплуатации отечественных образцов ВС.

Современные тенденции внедрения систем SHM в авиации. В последние два десятилетия в наиболее технически развитых странах мира стали разрабатываться и широко внедряться автоматизированные системы мониторинга ТС машин и конструкций – технология SHM. Под SHM понимается непрерывный и автономный контроль повреждений, нагруженности, взаимодействия элементов конструкций с окружающей средой, экологических параметров посредством постоянно прикрепленных или встроенных систем датчиков (сенсоров), обеспечивающих целостность конструкции [10]. Пройдя успешную апробацию применительно к ответственным наземным конструкциям (крепления мостов, силовые элементы высотных зданий и т.д.) методы SHM начали внедряться в авиацию.

В 90-ых годах прошлого столетия в компании Airbus с целью повышения показателей прочности, надежности и долговечности авиационных конструкций, сокращения времени простоя самолетов и затрат на их ТО приступили к разработке общих подходов по созданию системы SHM для ВС в рамках «философии интеллектуальной авиационной конструкции» [11]. В 2007 году создано Международное аэрокосмическое объединение SHM-AISC (Aerospace Industry Steering Committee), которое занимается координацией работ по разработке и внедрению автоматизированных бортовых систем контроля целостности конструкций самолетов и многоразовых космических аппаратов с использованием сетей встроенных датчиков-сенсоров. В международный совет управления SHM-AISC входят такие компании и организации как Airbus, Boeing, BAE Systems, Embraer, Honeywell, Авиационные администрации США и Европы, научные лаборатории вооруженных сил США, NASA, ведущих университетов [12].

Функционирование систем SHM предполагает установку различных типов датчиков на элементы конструкции с целью определения влияния физического (влажность и температура окружающей среды) и силового (статическая и динамические нагрузки) воздействий на их прочность и долговечность [10, 13–14]. Конечной целью этих разработок является создание системы, аналогичной нервной системе человека, которая, помимо выявления дефектов и неисправностей, должна адекватно реагировать на их наличие и выдавать соответствующие рекомендации обслуживающему персоналу [11,13].

Стратегия Airbus предусматривает создание SHM за несколько этапов, соответствующих поколениям системы.

На первом этапе (нулевое и первое поколение) SHM будет использоваться при

тестировании конструкций, их обслуживании и восстановлении.

Системы SHM нулевого поколения в настоящее время широко используются при наземных испытаниях ВС. В качестве примера можно привести SHM на самолете A380, которая применялась при выполнении его сертификационных испытаний [11].

Следующий этап развития систем SHM (второе и третье поколение) характеризуется использованием офлайн-датчиков, информация с которых снимается после полета или при выполнении технического обслуживания. При обеспечении должного уровня надежности датчиков планируется осуществление перехода на онлайн-датчики, регистрирующие и передающие информацию во время полета. Полная интеграция систем SHM с бортовой вычислительной и управляющей системой ВС означает переход к третьему, заключительному поколению.

Ожидается, что системы SHM будут использоваться и для разработки новых концепций конструирования самолетов, что обеспечит сокращение веса металлических и композитных конструкций на 15 % [11].

Мониторинг выработки усталостного ресурса ВС. Согласно статистическим данным по дефектности обширного парка ВС большинство производителей авиационной техники и авиакомпаний относят усталостное разрушение к наиболее существенному эксплуатационному повреждению (31% от общего числа дефектов в металлических конструкциях самолета) [13]. Поэтому при контроле ТС ВС в эксплуатации особое место занимает проблема мониторинга выработки усталостного ресурса наиболее ответственных (критических) элементов конструкции индивидуального образца ВС [15].

Ключевыми элементами систем контроля ТС самолета в эксплуатации являются специальные датчики (датчики-сенсоры), регистрирующие повреждающие воздействия эксплуатационной нагруженности или возникновение дефектов в конструкции. В современных авиационных системах SHM применяются датчики-сенсоры, основанных на регистрации различных физических процессов – реакции материала на повреждающие воздействия [16,17]. Такие датчики, по классификации Airbus, относятся к пассивным или офлайн-датчикам. Наибольшее распространение получили датчики-сенсоры акустической эмиссии, оптоволоконные датчики (решетки Брэгга), регистраторы волн Лэмба, акустические ультразвуковые датчики [18].

Датчики - сенсоры усталости крепятся на поверхности контролируемого элемента авиационной конструкции. Воспринимая вместе с ним весь спектр эксплуатационных циклических нагрузок, датчик за счет изменения своих исходных характеристик при накоплении усталостных повреждений является своеобразным индикатором истории эксплуатационного нагружения и накопленной поврежденности.

Из существующих датчиков усталости как отдельный класс следует выделить датчики-сенсоры, работающие по принципу изменения шероховатости поверхности в процессе циклического нагружения [16]. Эффект изменения шероховатости существенно усиливается, если на поверхности таких датчиков нанесен слой из легко пластически деформируемого материала, например из технически чистого алюминия. При нагружении датчика совместно с контролируемым конструктивным элементом на поверхности происходит интенсивное циклическое пластическое деформирование, сопровождаемое формированием отчетливого деформационного рельефа (ДР). Регистрация параметров ДР оптическими средствами с цифровой обработкой изображения позволяет количественно оценить насыщенность ДР на контролируемом участке поверхности в процессе эксплуатационного нагружения.

Датчики-сенсоры усталости данного принципа работы можно разделить на два типа: фольговые и с плакирующим слоем из технически чистого алюминия.

Фольговые датчики-сенсоры изготавливают в виде тонкой пленки из алюминия, которая наклеивается на контролируемый элемент конструкции самолета [19–22]. К недостаткам фольговых датчиков можно отнести трудоемкость изготовления и сложность технологии их приклеивания с заданной степенью надежности соединения в процессе эксплуатационного нагружения.

В Национальном авиационном университете предложено использовать в качестве индикатора нагруженности и накопления усталостных повреждений параметр насыщенности ДР на поверхности плакирующего слоя из технически чистого алюминия, которым в состоянии поставки покрываются авиационные конструкционные сплавы на основе алюминия (Д16АТ, В95А, 2024-Т, 7075-Т) [23–27]. При этом в качестве датчика усталости может выступать непосредственно участок поверхности конструктивного элемента с плакирующим слоем, либо специально изготовленный образец-свидетель из плакированного сплава, который жестко закрепляется на контролируемой конструкции и воспринимает вместе с ней весь спектр эксплуатационного нагружения [28, 29].

Данный подход к оценке истории нагруженности и накопленной поврежденности получил развитие в направлении регистрации и исследования характеристик ДР в трехмерном измерении – по параметру насыщенности ДР на плоскости поверхности плакирующего слоя и по параметру шероховатости поверхностного рельефа [30–32].

Полученные результаты по разработке методологии создания сенсоров усталости, регистрации деформационного рельефа на их поверхности, количественной оценки истории эксплуатационной нагруженности и накопленной поврежденности контролируемых элементов ВС по параметрам ДР позволяют перейти к разработке опытного образца бортовой автоматизированной системы мониторинга выработки усталостного ресурса самолетов (БАСМУС) (рис.1).

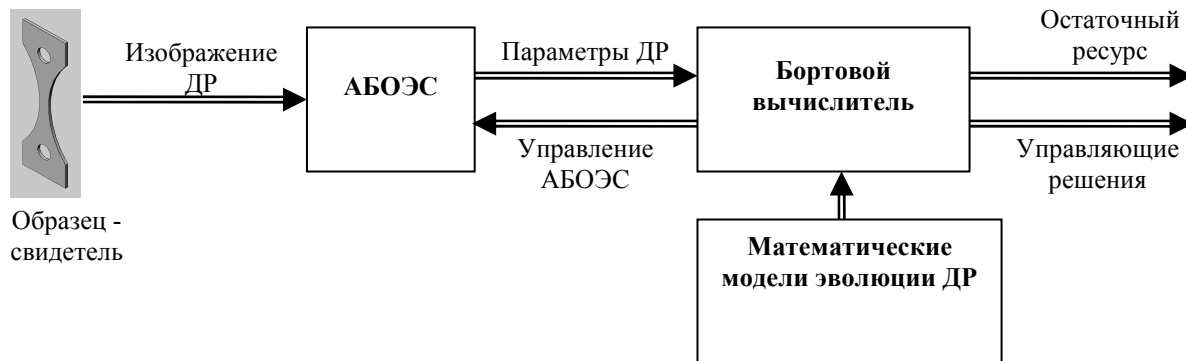


Рисунок 1. Схема функционирования БАСМУС

Опытный образец БАСМУС целесообразно апробировать на реальной конструкции самолета при проведении стендовых натурных испытаний для обеспечения следующих требований к системе.

1. Наличие образцов-свидетелей (сенсоров усталости), крепящихся к контролируемым элементам конструкции и адекватно реагирующих изменением ДР поверхности на нагруженность в процессе циклической наработки при стендовых испытаниях и в эксплуатации.

2. Обеспечение возможности монтажа сенсоров и их надежной фиксации на объектах контроля, особенно в местах, недоступных для осмотра в эксплуатации.

3. Наличие автономной бортовой оптоэлектронной системы регистрации (АБОЭС) ДР на сенсорах и передачи данных в бортовой компьютер.

4. Обеспечение надежной работы АБОЭС на борту, обеспечение регистрации постоянного участка контроля сенсоров.

5. Наличие апробированного программного обеспечения для обработки информации от сенсоров о состоянии ДР, реализации встроенных математических моделей и выдачи управляющих рекомендаций.

Из перечисленных требований к БАСМУС следует, что одним из ее ключевых элементов является АБОЭС (рис. 2).

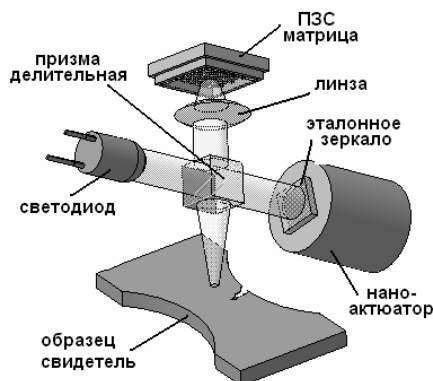


Рисунок 2. Схема АБОЭС, работающая в режимах микроскопа и профилометра

Данная система должна быть компактной и обеспечивать надежную регистрацию параметров ДР как в двух, так и в трехмерном пространстве (насыщенность ДР на плоскости поверхности и шероховатость в нормальном к плоскости направлении). В этой связи конструктивно АБОЭС можно выполнить в виде комплексной системы, объединяющей функции микроскопа и интерференционного профилометра. Делительная призма разделяет световой поток от светодиода на два направления, один из которых направляется на поверхность сенсора усталости (образец-свидетель) (рис. 2). Другой отражается от эталонного зеркала, которое может перемещаться наноактиватором на заданное расстояние, меняя при этом длину трассы светового луча. Отраженные от поверхности сенсора и от эталонного зеркала лучи принимаются через линзу ПЗС-матрицей, обеспечивающей цифровое представление изображения исследуемой поверхности. Разность хода лучей создают интерференционную картинку, по которой определяются количественные характеристики топографии поверхности. Работоспособность данной системы, исполненной в виде лабораторного интерференционного профилометра, подтверждена предыдущими исследованиями [30-32].

Вывод. На сегодняшний день имеются все необходимые предпосылки для практической реализации, по крайней мере при наземных испытаниях ВС, систем контроля выработки усталостного ресурса в виде описанной выше БАСМУС. Развитие данного направления в научном и конструкторском направлениях, внедрение подобных систем на новых образцах отечественной АТ позволит существенно повысить ее надежность и эффективность эксплуатации, а также обеспечить конкурентоспособность на мировом авиационном рынке.

Литература

1. Peter B. The global airline industry/ B. Peter, A. Odoni, C. Barnahart. – West Sussex (UK): John Wiley & Sons Ltd, 2009. – 509 p.
2. Giurgiutiu V. Active sensors for health monitoring of aging aerospace structures. [Электронный ресурс] / SPIE's 7-th International symposium on smart structures and materials and 5-th International symposium on nondestructive evaluation and health monitoring of aging infrastructure, 5-9 March 2000, Newport Beach, CA. – Режим доступа к информации: http://www.me.sc.edu/Research/lamss/pdf/CONFERENCES/C55_SPIE-00-3985-32_numbered.pdf.
3. Авиационные правила. Ч.25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]. – М. : Летно-исследовательский ин-т им. М. М. Громова, 1994. – 321 с.

4. Метод определения соответствия к АП 25.571. «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации» [Текст]. – М. : Минтранс, 1996. – 29 с.
5. Шанявский, А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций [Текст] / А.А. Шанявский. – Уфа : Монография, 2003. – 802 с.
6. Kuchemann J. Aircraft design: synthesis and analysis/ J. Kuchemann. – Stanford : Desktop Aeronautics Inc., 2001. – 570 p.
7. Whittingham R. B. The blame machine: why human error causes accidents/ R. B. Whittingham. – Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. – 288 p.
8. Болотин, В.В. Ресурс машин и конструкций [Текст] / В.В. Болотин. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
9. Бурау, Н.И. Мониторинг жизненного цикла авиационной техники: проблема и основные пути ее решения [Текст] / Н.И. Бурау, В.В. Аврутов// Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики: мат. 14 ежегодной межд. конф., 13–18 октября 2006 г., Ялта. – УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2006. – С. 18–19.
10. Chang F.-K. Structural health monitoring : advancements and challenges for implementation / F.-K. Chang. – Pennsylvania: DEStech Publications, Inc., 2005. – 1886 p.
11. Speckmann H. Structural Health Monitoring: a contribution to the intelligent aircraft structure. [Электронный ресурс]/ H. Speckmann, H. Roesner // Proc. 9th European NDT Confer. (ECNDT), 25-29 Sept., 2006, Berlin, Germany. – Режим доступа к информации: <http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Tu.1.1.1.pdf>.
12. Airbus and Boeing back structural monitoring. [Электронный ресурс] / Flightglobal. Aircraft. – Режим доступа к информации: <http://www.flightglobal.com/articles/2007/02/20/212184/airbus-and-boeing-back-structural-monitoring.html>.
13. Bartelds G. Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a European viewpoint/ G. Bartelds // NLR TP 97489: National Aerospace Laboratory NLR – Amsterdam, 1997. – 13 p.
14. Boller C. Fatigue in aerostructures – where structural health monitoring can contribute to a complex subject. [Электронный ресурс] / C. Boller, M. Buderath // Philos. Transact. Royal Soc. – Режим доступа к информации: <http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/365/1851/561.full>.
15. Парамонов, Ю.М. Источники информации индивидуального расхода ресурса. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов ГА [Текст] / Ю.М. Парамонов. – Рига: РКИИГА, 1980. – 78 с.
16. Rajic N. Methods of Early Fatigue Detection / N. Rajic, K. Tsoi // DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory (DSTO-NT-0059). – Melbourne, 1996. – 31p.
17. Игнатович, С.Р. Виброакустическая диагностика усталостной поврежденности образцов из алюминиевого сплава [Текст] / С.Р. Игнатович, Н.И. Бурау, С.С. Юцкевич // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: ХАИ, 2007. – № 9 (45). – С. 124–128.
18. Staszewski W. Monitoring on-line integrated technologies for operational reliability – MONITOR / W. Staszewski // Air and Space Europe. – 2000. – V.2, N4 – P. 67-72.
19. А. С. 15802118 СССР. Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций / М.В. Карускевич, Е.Е. Засимчук, А.И. Радченко, Ю.А. Лебедев (СССР). – Заявл. 10.04.89; опубл. 30.10.89, Бюл. №26. – 3 с.
20. Паже, К. Применение датчиков на основе тонких металлических пленок для контроля целостности конструкций воздушных судов [Текст] / К. Паже // Физич. мезомеханика. – 2007. – Т.10, №6. – С. 43–48.
21. Nagase Y. Fatigue gauge utilizing slip deformation of aluminium foil / Y. Nagase, T. Nakamura, Y. Nakamura // JSME international journal. Ser. 1, Solid mechanics, strength of materials. – 1990. – Vol. 33, №4, – P. 506–513.
22. Zasimchuk E. Single crystals as an indicator of fatigue damage/ E. Zasimchuk, A. Radchenko, M. Karuskevich // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. – 1992. – Vol. 15, N 12. – P. 1281–1283.
23. Диагностика усталости плакированных алюминиевых сплавов [Текст] / О.М. Карускевич, С.Р. Игнатович, В.М. Пантелеев, М.В. Карускевич // Вестник НТТУ «КПИ». Машиностроение. – 2002. – Т.43. – С.53–55.
24. Игнатович, С.Р. Эволюция поврежденности сплава Д-16АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины [Текст] / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, О.М. Карускевич // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: ХАИ, 2004. – Вып. 4 (12). – С. 29–32.
25. Карускевич, О.М. Влияние уровня напряжений на развитие деформационного рельефа [Текст] / О.М. Карускевич // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 2. – С. 79–83.
26. Моніторинг утоми конструкційних алюмінієвих сплавів [Текст] / О.М. Карускевич, С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, С.В. Хижняк, О.С. Якушенко // Вісник НАУ. – 2004. – № 1(19). – С. 88–91.
27. Патент на корисну модель № 29683 Україна, G01N 3/32. Спосіб прогнозування залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій по насиченості і фрактальній розмірності деформаційного рельєфу [Текст] / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, С.О. Якушенко

- (Україна). – 200709909; заявл. 04.09.2007; опубл. 25.01.2008, Бюл. № 2. – 3с.
28. Карускевич, М.В. Зразок-свідок втомного пошкодження авіаційних конструкцій [Текст] / М.В. Карускевич, Д.М. Костенюк, Є.В. Каран // Вісник Інженерної академії України. – 2009. – №3–4. – С. 219–224.
 29. Карускевич, М.В. Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження [Текст] / М.В. Карускевич, Д.М. Костенюк, Є.В. Каран // Вісник НАУ. – 2009. – № 2. – С. 48–51.
 30. Игнатович, С.Р. Особенности формирования деформационного рельефа на поверхности сплава Д16АТ при усталости [Текст] / С.Р. Игнатович, В.Н. Шмаров, С.С. Юцкевич // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: ХАИ, 2009. – Вып.10 (67).– С. 132–136.
 31. Еволюція деформационного рельєфа плакированого слоя алюмінієвого сплава Д16АТ при усталости [Текст] / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, С.С. Юцкевич, Т.П. Маслак // Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: пр. міжнар. наук.-техн. конф., 21–24 вересня 2009 р. – Тернопіль: ТДТУ, 2009. – С. 47-53.
 32. Ignatovich S.R. The fatigue damage control of Al-clad alloy D16AT by characteristics of deformation relief on surface / S.R. Ignatovich, S.S.Yutskevych // Mechanical Fatigue of Metals: Abstr. XV Intern. Colloq. (XV-ICMFM), 13 – 15 September 2010 / Ed. by D. Rozumek & E. Macha. – Opole: Opole University of Technology, 2010. – P. 25.