

УДК 620.179.1

**С. Игнатович, докт. техн. наук; М. Карускевич, канд. техн. наук;
Т. Маслак, канд. техн. наук; Д. Костенюк**

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

СТРУКТУРНО-ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЙ СЕНСОР УСТАЛОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Резюме. Показана возможность использования структурно-чувствительного сенсора усталости в задачах мониторинга состояния авиационных конструкций, описаны основные диагностические параметры и их эволюция в процессе циклического нагружения. Описана система крепления сенсора в конструкции регионального самолета. Рассмотрен способ управления чувствительностью сенсора.

Ключевые слова: авиационные конструкции, Structural Health Monitoring, усталость, структурно-чувствительный сенсор, деформационный рельеф.

S. Ignatovich, M. Karuskevich, T. Maslak, D. Kostenuk

STRUCTURALLY SENSITIVE FATIGUE INDICATOR FOR AIRCRAFT STRUCTURES

The summary. The possibility of the application of the structurally sensitive fatigue indicator for the aircraft structural health monitoring is shown. Main diagnostic parameters and their evolution under fatigue loading are described. The indicator's attachment system in the design of the regional aircraft is shown. The method for the indicator's sensitivity control is considered.

Key words: aircraft structures, fatigue, Structural Health Monitoring, structurally sensitive indicator, deformation relief.

Введение. Выработка ресурса воздушного судна определяется не только свойствами конструкции, заложенными на стадии разработки и изготовления, но и условиями его эксплуатации.

Применение сенсоров усталости авиационных конструкций обусловлено отсутствием достаточно надежных аналитических методов решения данной задачи.

Попытки создания и внедрения в практику оценки технического состояния самолетов сенсоров усталости предпринимались на протяжении нескольких десятилетий. Однако только в последнее время такие работы привели к созданию систем контроля, которые на западе называются Structural Health Monitoring Systems (системы мониторинга технического состояния). При этом подразумевается, в первую очередь, мониторинг усталостного повреждения. Комплексы устройств для мониторинга усталости используются не только в авиации, но и для диагностики мостов, кораблей и других конструкций, для которых усталость является основным фактором, определяющим ресурс и надежность.

В авиации сенсоры усталости разрабатывались различными исследовательскими центрами. В концепции структурно чувствительного сенсора усталости отражен опыт ряда успешных разработок, к которым можно отнести монокристаллический датчик усталости, разработанный в Национальном авиационном университете [1, 2] и ряд устройств, созданных в Рижском институте инженеров гражданской авиации [3–5].

Деформационный рельеф, как показатель накопленного усталостного повреждения. На ряде материалов в процессе циклического нагружения формируется

и развивается деформационный рельеф, структурными составляющими которого являются устойчивые полосы скольжения, экструзии и интрузии.

Такой рельеф можно наблюдать и на техническом алюминии, которым плакируются конструкционные алюминиевые сплавы, в то время как на сплаве Д16АТ без плакирующего слоя оптическими средствами деформационный рельеф не выявляется.

Для монокристаллов и крупнозернистого алюминия после рекристаллизационного отжига преобладающей составляющей деформационного рельефа являются устойчивые полосы скольжения (рис. 1а), для поликристаллов – экструзии и интрузии (рис. 1б).

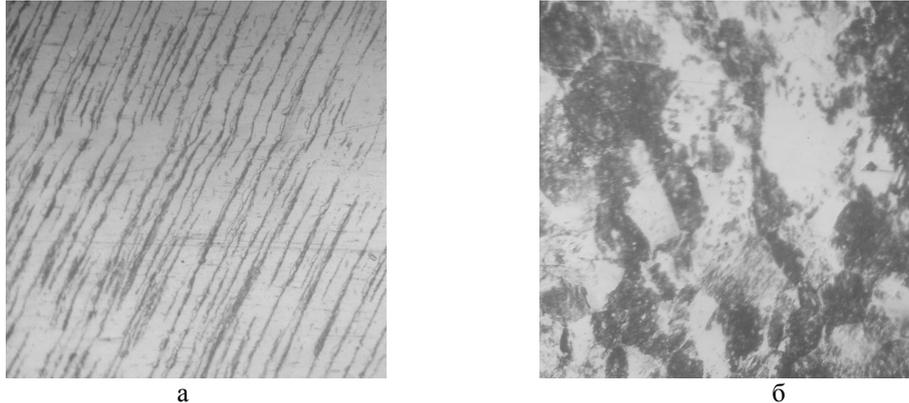


Рисунок 1. Деформационный рельеф поверхности: устойчивые полосы скольжения на поверхности крупнозернистого алюминия после его циклического нагружения (а); деформационный рельеф на поверхности поликристаллического плакирующего слоя сплава Д16АТ (б)

Исследования процесса формирования и развития деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов показало, что насыщенность деформационного рельефа зависит от уровня действующих напряжений и количества циклов их приложения. Мониторинг деформационного рельефа позволяет определять усталостное повреждение элементов конструкций и сенсоров усталости, изготовленных из плакированных алюминиевых сплавов.

Для количественной оценки рельефа и соответствующего повреждения был предложен параметр повреждения D , определяемый по оптическим изображениям как отношение площади поверхности с признаками рельефа к общей площади контролируемого участка поверхности. Для получения изображений поверхности используются металлографический микроскоп увеличением $\times 350$, цифровой фотоаппарат и персональный компьютер, позволяющий выполнить автоматизированный расчет параметра повреждения.

Многочисленными исследованиями установлены закономерности изменения параметра повреждения при различных максимальных напряжениях цикла нагружения, при различных асимметриях цикла, при сжатии и растяжении и т.д. [6-10].

Типичная зависимость параметра повреждения от количества циклов нагружения показана на рис. 2.

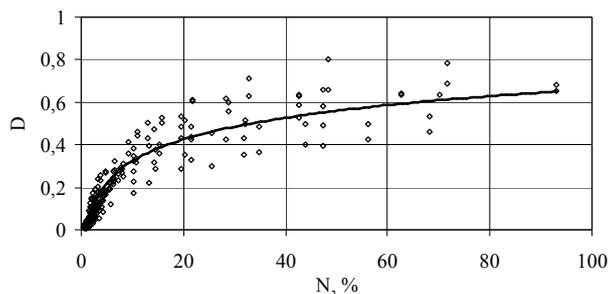


Рисунок 2. Изменение параметра повреждения D в процессе циклического нагружения. Максимальное напряжение цикла $\sigma_{\max}=173,2$ МПа; $R=0$

Поиск дополнительных параметров рельефа, позволяющий описывать не только насыщенность поверхности признаками рельефа, но и форму кластеров рельефа, изменяющуюся в процессе нагружения, привел к применению аппарата фрактальной геометрии [11]. Для количественного описания нерегулярных самоорганизующихся структур фрактальная геометрия использует фрактальные размерности различного типа. Проведенные исследования показали, что фрактальная размерность, определяемая из отношения периметра кластеров к площади кластеров деформационного рельефа Dp/s монотонно изменяется в процессе циклического нагружения и может использоваться как дополнительный параметр деформационного рельефа в множественных регрессионных моделях, позволяющих прогнозировать остаточный ресурс элементов конструкций. Характер изменения фрактальной размерности Dp/s в процессе циклического нагружения показан на рисунке 3.

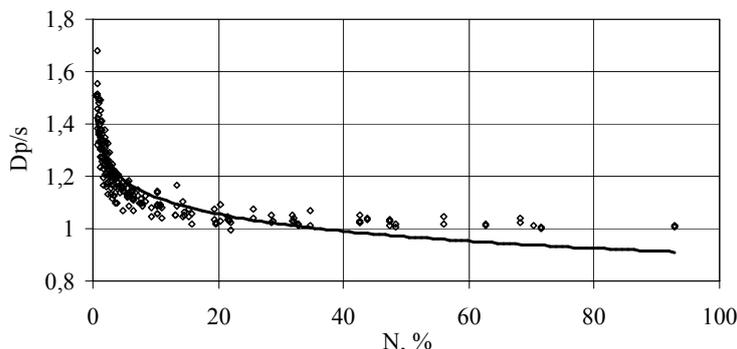


Рисунок 3. Изменение фрактальной размерности Dp/s в процессе циклического нагружения. Максимальное напряжение цикла $\sigma_{\max}=173,2$ МПа; $R=0$

Точность прогноза остаточной долговечности элемента конструкции или сенсора усталости, изготовленного из плакированного алюминиевого сплава обеспечивается применением множественных регрессий, в которых используются параметр повреждения D и фрактальная размерность Dp/s .

Материал, геометрия, место и способ крепления. Сенсор усталости может быть изготовлен из материала, на поверхности которого в процессе усталости формируется и развивается деформационный рельеф. К таким материалам относятся алюминиевые сплавы Д16АТ, 2024Т3, В95, 7076Т6.

В проведенном цикле исследований сенсор изготавливался из листового плакированного сплава Д16АТ. Геометрия разработанного сенсора показана на рис.4. Необходимое усиление деформаций и напряжений достигается их перераспределением по длине сенсора за счет соответствующего изменения площади сечения сенсора.

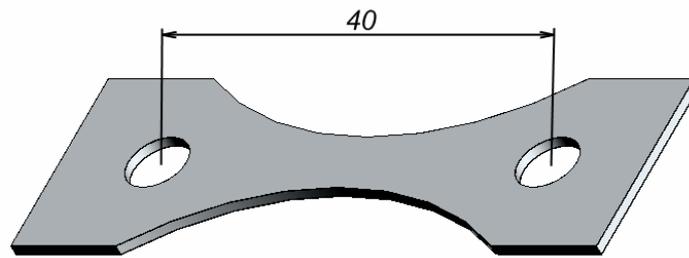


Рисунок 4. Сенсор усталости с эффектом усиления напряжений в рабочей части

Оптимизация чувствительности сенсора путем изменения его геометрия выполняется применением метода конечных элементов [12].

Анализ нагруженности авиационных конструкций и опыт разработки сенсоров усталости [13] показывает, что такие сенсоры целесообразно устанавливать на заднем лонжероне крыла в его корневой части (рис.5).

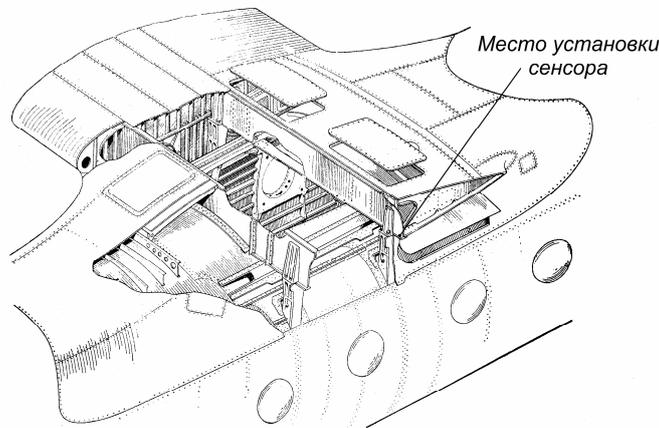


Рисунок 5. Место установки структурно чувствительного сенсора усталости в конструкции регионального самолета

Выводы. Исследования закономерностей эволюции деформационного рельефа на поверхности плакированных алюминиевых сплавов при их циклическом нагружении позволили предложить новый тип датчика усталостного повреждения – структурно чувствительный сенсор усталости.

Диагностическими параметрами сенсора являются параметры деформационного рельефа, характеризующие насыщенность рельефа и форму его кластеров.

Проведенные эксперименты позволяют рекомендовать разработанный сенсор для контроля усталостного повреждения авиационных и других конструкций, работающих в условиях действия переменных нагрузок.

Литература

1. M.V. Karuskevich, A.I. Radchenko E.E. Z asimchuk. Single-crystal as an indicator of fatigue damage. Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. Vol.15. – 1993. – № 12. – P. 1281–1283.
2. А. с. 15802118 СССР, G 01 N 3/32. Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций / Е.Е. Засимчук, М.В. Карускевич, А.И. Радченко, Ю.А. Лебедев (СССР). – № 4383976/25–28 ; заявл. 20.01.88; опубл. 20.08.02, Бюл. № 27.

3. Парамонов, Ю.М. Источники информации индивидуального расхода ресурса. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов [Текст] / Парамонов Ю.М. – РИИГА. – 1980. – 78 с.
4. А.с. 666468 СССР, G 01 N 3/32. Устройство для определения накопленных усталостных повреждений конструкций / Л.Г. Верховин, Х.Б. Кордонский, Г.С. Лолманов, И.К. Мулкиджанов (СССР). – № 2389690/25-28; заявл. 21.07.76; опублик. 05.06.79, Бюл. № 21.
5. Белайчук, А.К. Некоторые результаты совместных испытаний индикаторов и крыла транспортного самолета [Текст] / А.К. Белайчук, Е.Н. Слепечец, И.В. Якобсон // Прочность, надежность и долговечность конструкций, надежность и ресурс конструкций планера ЛА; под ред. Миртова К.Д. // Межвузовский сборник научных трудов. – № 1, ч.2. – Рига. – 1974. – 110 с.
6. Диагностика усталости плакированных алюминиевых сплавов [Текст] / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, О.М. Карускевич, В.М. Пантелеев // Вестник НТТУ КПИ. Машиностроение. – 2002. – № 43. – С. 53–55.
7. 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. Журнал Национ. аэрокосм. ун-та им.Н.Е.Жуковского ХАИ. – 2004. – № 4(12). – С. 29–32.
8. Карускевич, О.М. Влияние уровня напряжений на развитие деформационного рельефа [Текст] / О.М. Карускевич // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 2. – С.79–83.
9. Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа [Текст] / М.В. Карускевич, Е.Ю. Корчук, Т.П. Маслак [та ін.] // Проблемы прочности – 2008. – № 6 (396). – С.128–135.
10. S.R. Ignatovich Computer Aided Optical Method for Aircraft's Components Fatigue Life Estimation / S.R. Ignatovich, M.V. Karuskevich, T.P. Maslak // Multilevel approach to fracture of materials, components and structures: 17-th European conference on fracture, 2-5 Sept., 2008: abstract – Brno, Czech Republic, 2008. – P.324.
11. Федер, Е. Фракталы [Текст] / Е. Федер; пер. с англ. Ю.А. Данилова, А. Шкурова. – М.: Мир, 1991. – 261 с.
12. Галлагер, Р. Метод конечных элементов [Текст] / Р. Галлагер. – М.: Мир, 1984. – 428 с.
13. Индикатор втомних тріщин в авіаконструкціях з множинними концентраторами напружень [Текст] / М.А. Клейнхоф, В.П. Павелко, И.В. Павелко [и др.] // Авіа-2001. – Том 1. – С. 03.49–03.52.