

СЕНСОР УСТАЛОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Розглянута можливість застосування сенсору втомі авіаційних конструкцій, діагностичними параметрами якого являються параметри деформаційного рельєфу поверхні. Обґрунтовано застосування алюмінієвого сплаву Д16АТ для виготовлення сенсора. Показана можливість оптимізації чутливості сенсора застосуванням методу кінцевих елементів. Представлені результати моніторингу стану сенсорів в процесі циклічного навантаження.

The possibility of the application of the aircraft fatigue sensor is discussed. The parameters of the surface deformation relief are considered as diagnostic parameters of the sensor. It has been substantiated the usage of the aluminum alloy D16AT as a material for sensor manufacturing. The application of finite element analysis to the optimization of sensor's sensitivity has been shown. The results of the sensor state monitoring under cyclic loading are presented.

Введение. Необходимость мониторинга усталостного повреждения авиационных конструкций определяется требованиями безопасности и экономической эффективности. Точная оценка накопленного повреждения позволяет предупредить катастрофическое разрушение и оптимизировать ресурс и техническое обслуживание воздушного судна.

К настоящему времени разработано большое количество разнообразных сенсоров усталостного повреждения, представленных в работах [1-7] и др. Некоторые из них нашли применение в системах постоянного мониторинга усталостного повреждения. На западе такие системы называются системами SHM (Structural Health Monitoring). Многочисленными исследованиями было показано, что сокращение расходов при эксплуатации авиационной техники, оснащенной системами мониторинга, может достигать 30% стоимости технического обслуживания [7].

В отечественном авиастроении системы постоянного мониторинга усталостного повреждения до настоящего времени не используются.

Продолжительные систематические исследования физических процессов, происходящих при усталости монокристаллов алюминия и конструкционных сплавов, имеющих алюминиевое плакирование, привели к выводу о возможности количественной оценки накопленного усталостного повреждения по деформационному рельефу, формирующемуся при циклическом нагружении. Такую оценку можно выполнять путем анализа состояния поверхности монокристаллических сенсоров [1], прикрепляемых к исследуемому элементу конструкции или прямым оптическим контролем поверхности плакированных сплавов [8].

Проведенные исследования показали, что анализ деформационного рельефа обеспечивает высокую точность прогноза остаточного ресурса, а соответствующие инструментальные способы неразрушающего контроля могут быть эффективными в системах мониторинга состояния авиационных конструкций.

Применение рассмотренных методов имеет некоторые ограничения. Монокристаллические сенсоры не всегда обладают необходимой чувствительностью, а плакирующий слой, как индикатор деформационного повреждения, на многих ответственных элементах конструкции отсутствует.

В связи с этим возникает задача разработки сенсоров, которые могли бы давать информацию о процессе выработки ресурса ответственных элементов конструкции, обладая необходимой для этого чувствительностью.

Ниже, рассмотрены результаты исследований, направленных на создание сенсора усталости авиационных конструкций, диагностическими параметрами которого являются параметры деформационного рельефа, а необходимая чувствительность может быть достигнута обоснованным выбором геометрии сенсора.

Материал, геометрия, способ и место крепления сенсора усталости. Рассматриваемый сенсор усталости изготавливается из плакированного алюминиевого сплава Д16АТ. Такой выбор обусловлен следующими причинами:

- к настоящему времени доказана возможность количественной оценки накопленного усталостного повреждения по параметрам деформационного рельефа, который формируется на поверхности плакирующего слоя в процессе циклического нагружения.

- алюминиевый сплав Д16АТ является основным конструкционным материалом, что определяет феноменологическую общность процессов повреждения в сенсоре и в значительной части материала конструкции самолета.

Геометрия сенсора усталости выбрана из условия обеспечения локального усиления напряжений. Необходимость такого усиления определена тем, что при эксплуатационных нагрузках напряжения во многих ответственных элементах конструкции не достаточны для формирования деформационного рельефа при небольших циклических наработках. Это не позволяет выполнять раннюю диагностику усталостного повреждения.

В тоже время, чрезмерное локальное усиление напряжений может привести к накоплению необратимой деформации в рабочей части сенсора, его удлинению, «вспучиванию» и потере работоспособности сенсора.

В разработанном сенсоре, базовая модель которого показана на рис. 1., необходимое повышение чувствительности происходит за счет перераспределения напряжений вследствие соответствующего распределения

жесткости по длине сенсора.

Локальное повышение напряжений в рабочей части сенсора определяется соотношением ширины рабочей зоны и габаритного размера. Рабочая зона сенсора не контактирует с поверхностью элемента конструкции. Длина сенсора определена, главным образом, условиями его установки на конструкции. При этом, сенсоры усталости должны крепиться с использованием имеющихся в конструкции отверстий.

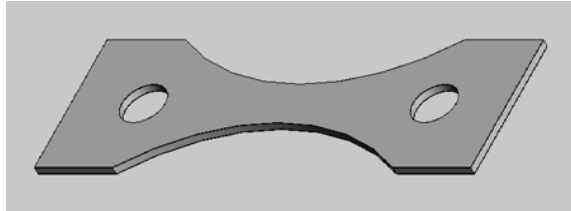


Рис. 1. Сенсор усталости

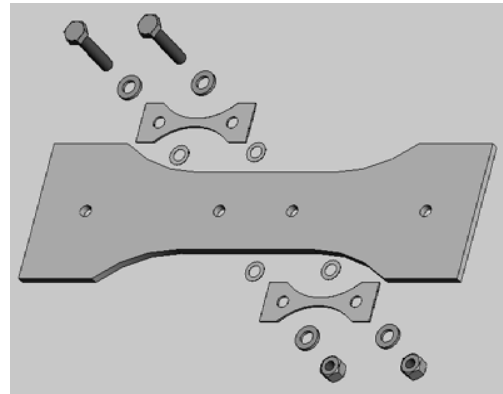


Рис. 2. Один из этапов моделирования соединения сенсоров усталости и образца для усталостных испытаний

При определении места и способа установки сенсора использовался опыт разработки образцов-свидетелей усталостного повреждения в авиации.

В работе [3] было показано, что образцы-свидетели на самолетах Ан-24 и Ан-26 могут быть установлены в зоне заднего лонжерона с расстоянием между крепежными болтами 40 мм. Анализ современных конструкций региональных самолетов показал целесообразность изготовления базовой модели сенсора с таким же расстоянием между точками крепления.

Необходимое для анализа деформационного рельефа качество поверхности сенсора достигается последовательным применением предварительного механического полирования и электролитического полирования.

Механическое полирование выполнялось ручным способом с применением алмазной пасты.

Электролитическое полирование проводилось в электролите, который включает: 50% H_3PO_4 , 39% H_2SO_4 , 3% CrO_2 , 8% H_2O . Плотность тока 15–20 А/дм²; температура раствора при полировании 75–85 °С; продолжительность полирования 7–10 минут.

Применение метода конечных элементов (МКЭ) позволяет решить задачу оптимизации геометрии сенсора для обеспечения необходимой чувствительности. Практическая реализация метода осуществлялась применением компьютерной программы «Solid Works 2009 Office Premium» и ее компонента «Cosmos Works Designer».

Среди необходимых этапов моделирования следует отметить моделирование совместной работы алюминиевого лакирующего слоя и конструкционного сплава, что является важной и сложной задачей, учитывая, что материал лакирующего слоя и основного сплава имеют существенно различные механические характеристики, в частности предел пропорциональности.

Моделировалось также соединение сенсора с образцом для усталостных испытаний и их совместная работа при циклическом нагружении. Этап моделирования соединения показан на рис. 2.

Как видно из рис. 2. сенсоры установлены с двух сторон конструктивного элемента – этим обеспечивались симметрия нагружения сенсоров и расширение информации об их повреждаемости.

Заключительным этапом процесса оптимизации геометрии сенсора с помощью метода конечных элементов является получение эпюр напряжений (рис. 3,а) и деформаций (рис. 3,б).

Результаты мониторинга деформационного рельефа в процессе циклического нагружения. Проведенные усталостные испытания подтвердили возможность и целесообразность применения сенсоров усталости с эффектом умножения напряжений для мониторинга усталостного повреждения элементов авиационных конструкций.

Деформационный рельеф, формирующийся на поверхности сенсора в рабочей, наиболее нагруженной части сенсора представляет собой совокупность экзотризий, интрузий, устойчивых полос скольжения, то есть аналогичен рельефу, наблюдаемому ранее при исследовании лакированных алюминиевых сплавов у концентраторов напряжений в виде отверстий.

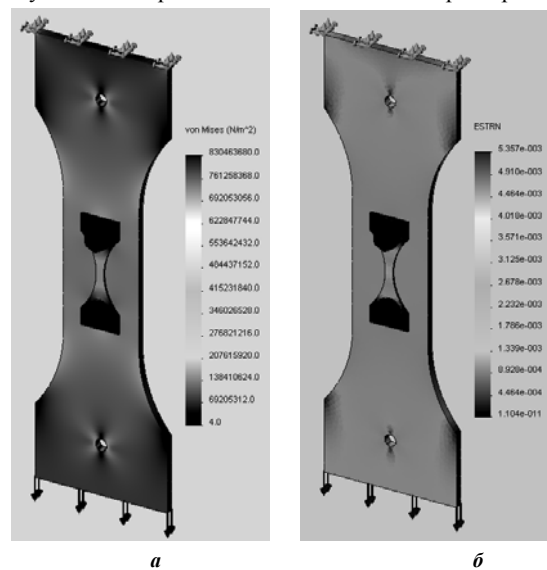


Рис. 3. Эпюры распределения напряжений (а) и деформаций (б) в сенсоре усталости и в образце для усталостных испытаний

В работах описываемого цикла исследований было показано, что деформационный рельеф может быть количественно оценен с помощью ряда геометрических параметров.

К таким параметрам относятся: параметр повреждения D , фрактальные размерности кластеров деформационного рельефа, характеристики шероховатости.

При выполнении компьютеризованного оптического контроля состояния поверхности сенсора усталости, базовым параметром может быть параметр повреждения D [8]. Параметр D определяется по цифровым фотографиям деформационного рельефа и численно равен отношению площади поверхности с признаками микропластической деформации к общей контролируемой площади. Применяется оптический микроскоп увеличением $\times 350$. Размер контролируемой поверхности составляет $0,35 \text{ мм}^2$.

Дополнительным параметром, который может определяться тем же оптическим методом, является фрактальная размерность кластеров деформационного рельефа [8]. Анализ различных подходов к определению фрактальной размерности показал, что наиболее информативной является фрактальная размерность, определяемая из отношения периметра кластеров деформационного рельефа к их площади. Такая размерность характеризует форму кластеров, которая связана с процессом их слияния.

В работе [9] показано, что развитие деформационного рельефа сопровождается эволюцией параметров шероховатости, что открывает возможность трехмерного анализа рельефа при определении накопленного усталостного повреждения.

На рис. 4 представлены данные об эволюции параметра D двух сенсоров с различными локальными напряжениями в рабочих зонах при циклическом напряжении в конструктивном элементе $\sigma_{\max}=160,0 \text{ МПа}$ и коэффициенте асимметрии $R=0$.

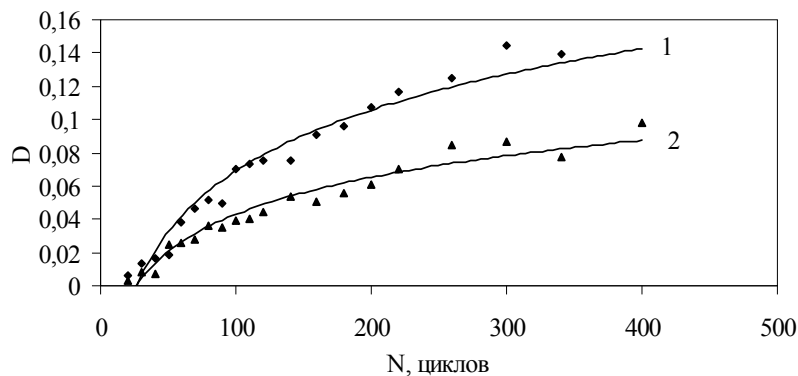


Рис. 4. Эволюция параметра D сенсоров различной чувствительности: 1 – максимальное напряжение в сенсоре $\sigma_{\max}=280,0 \text{ МПа}$; 2 – максимальное напряжение в сенсоре $\sigma_{\max} = 240,0 \text{ МПа}$

На поверхности сенсоров первые признаки деформационного рельефа наблюдались после 20 тысяч циклов.

Так же, как и при испытаниях стандартных образцов с конструктивными концентраторами напряжений, связь параметра повреждения с числом циклов нагружения наиболее точно может быть описана логарифмической функцией.

Выводы. Представленные результаты исследования показывают возможность применения сенсоров усталости авиационных конструкций, основанных на количественной оценке деформационного рельефа, формирующегося и развивающегося на поверхности сенсора. Чувствительность сенсора определяется локальным усилением напряжений. Управлять чувствительностью можно изменяя его геометрию. Инструментом определения параметров напряженного состояния сенсора может быть метод конечных элементов. Рассмотренный сенсор усталости может быть адаптирован для применения в условиях действия различных по величине повторяющихся нагрузок.

Список литературы.

1. Karuskevich M.V., Radchenko A.I., Zasimchuk E.E., Single-crystal as an indicator of fatigue damage Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. Vol.15. – 1993. – № 12. – P. 1281-1283.
2. Клейнхоф М.А., Павелко В.П., Павелко И.В., Тимошенко Ю.М. Авіа-2001. Вид.НАУ Індикатор втомних тріщин в авіаконструкціях з множинними концентраторами напружень.
3. V. E. Zetterlind III, S. E. Watkins, and M. W. Spoltman, "Feasibility study of embedded fiber-optic strain sensing for composite propeller blades," in Proc. SPIE Smart Struct. Mater.: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, vol. 4332, Newport Beach, CA, Mar. 4–8, 2001, pp. 143–152.
4. Kato Akira, Fatigue sensor using diffusion of a laser light. Method for Fatigue Life Estimation, Oryoku. Hizumi Sokutei to Kyodo Hyoka Shinpojiumu Koen Ronbunshu, VOL.34th; P. 33-38(2003).
5. Sohn, H., Farrar, C.R., Hemez, F.M., Shunk, D.D., Stinemates, D. W. and Nadler, B.R. A review of structural health monitoring literature: 1996-2001, 2003, Los Alamos National Laboratory Report, LA-13976-MS.].
6. Boller, C. Ways and options for aircraft structural health management, Smart Mater Struct, 2001, 10, pp 432-440.
7. KENT, R.M. and MURPHY, D.A. Health monitoring system technology assessments — cost benefits analysis, 2000, NASA/CR-2000-209848.
8. Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа / М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, Е.Ю. Корчук [и др.] // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С.128–135.
9. Игнатович С.Р. Методика бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в трехмерном нанометрическом диапазоне / С.Р. Игнатович, И.М. Закиев, В.И. Закиев // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков. ХАИ. – 2005. – С. 46–49.