

УДК 629.735.017.1.401:681.586(045)

Поникарчук А. А., Краснопольский В. С.  
Національний авіаційний університет, Київ

## СОВРЕМЕННЫЕ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

**Введение.** Воздушные суда, находящиеся в эксплуатации, постоянно находятся под влиянием различных нагрузок, деформационных и остаточных напряжений, которые приводят к изменению их конструкции. Такие деформации в большинстве случаев образуются в наиболее нагруженных участках, либо же в случае жесткой посадки, удара хвостовой части, соударении с землей и др.

Контроль развития таких деформационных участков металлических и композитных аэрокосмических конструкций сегодня осуществляется во время различных видов контроля: периодического, сезонного, предполетного, контроля после определенного числа часов налета. Методами инспекции могут быть такие традиционные методы, как визуальный осмотр, рентген или токовихревой метод. Они обладают такими недостатками, как трудоемкость, наличие человеческого фактора, что может объяснить неточность и ненадежность проведения инспекции, а также их значительная дороговизна, что связано с длительным временем простоя воздушного судна во время контроля и следовательно его неприбыльностью в данном временном интервале. Негативным аспектом также является невозможность контроля труднодоступных участков конструкции, что ограничивает локацию его применения.

### 1. Использование автоматизированных систем SHM

SHM (Structural Health Monitoring) – системы непрерывного контроля состояния конструкции. Они представляют собой сеть встроенных сенсоров, расположенных в наиболее «опасных», нагруженных частях конструкции. Информация, поступающая в таких датчиков, считывается компьютером и дает возможность оператору проводить диагностику работоспособности наблюдаемого объекта. Такое прогнозирование технического состояния и работоспособности объекта позволяет осуществлять организацию технологического обслуживания и дальнейшее управление целостностью всей системы. Сегодня такие системы применяются для мониторинга

целостности ответственных механизмов, зданий и мостов.

### 2. SHM в авиации

Особое место системы непрерывного контроля состояния конструкции занимают в авиации. Целью использования данной технологии является имитация нервной системы человека, т.е. осуществление чувствительного и активного мониторинга технического состояния. Система сенсоров устанавливается в наиболее нагруженных местах конструкции и с помощью данных, снятых с них, производится контроль усилий нагруженности и поврежденности. Блоки диагностики по показаниям технического состояния позволяют осуществлять принятие решений об эксплуатации или ремонте конструкции на будущее. Так как ресурс определенного материала ограничен его прочностными характеристиками, границы которых четко установлены, непрерывный контроль с помощью систем SHM позволяет не только наблюдать структурные изменения определенных участков, но и прогнозировать целесообразность эксплуатации данного узла.

В этой сфере основной целью выступает контроль выработки индивидуального и прогнозирование остаточного ресурса конструкции. Это осуществимо благодаря параллельному мониторингу и сравнению полученных данных с прочностными характеристиками материала.

1. На первом шаге (0-е и 1-е поколение) SHM будет использоваться для получения эффекта при тестировании конструкций, их обслуживании и ремонтнопригодности. Например, исследования предсказывают сокращение стоимости обслуживания на 75 % на уровне Бюллетеня Обслуживания (Service Bulletin - SB) и очевидное увеличение пригодности самолета.

2. На втором шаге (2-е и 3-е поколение) SHM будет использоваться для получения новых концепций для конструирования самолетов, которые обеспечат сокращение веса для металлических и композитных конструкций до 15 % на уровне отдельных деталей.

1. Для получения объективной информации о техническом состоянии конструкции необходимо

производить инспекции с помощью автоматизированных систем, которые за рубежом получили название SHM (дословно – «Мониторинг здоровья конструкции»).

2. За рубежом SHM находит самое широкое применение: контроль технического состояния сложных конструкций (мостов, небоскребов), сложных и ответственных машин. Особое место занимают авиационные конструкции как одни из самых сложных и ответственных объектов.

3. Для большего понимания работы системы SHM можно сравнить с нервной системой человека. Чувствительные датчики устанавливаются в самых нагруженных и ответственных составных узлах конструкции самолета. Данные, снимаемые с них, обрабатываются бортовым компьютером и поступают оператору, который на основе измеренных показателей нагруженности и деформируемости может осуществить принятие решений об эксплуатации или ремонте конструкции. Так как ресурс определенного материала ограничен его прочностными характеристиками, границы которых четко установлены, непрерывный контроль с помощью систем SHM позволяет не только наблюдать структурные изменения определенных участков, но и прогнозировать целесообразность эксплуатации данного узла.

4. Почти четверть всех эксплуатационных расходов выделяется именно на техническое обслуживание самолета. По данным зарубежных исследований внедрением системы SHM конструкцию летательного аппарата позволит сократить эти расходы на 75 %, что окажет значительное влияние на экономическую выгоду эксплуатации. Это станет возможным благодаря следующим преимуществам систем SHM:

- исключение дорогостоящих осмотров, которые необходимо проводить по установленному графику, что заменяется постоянным наблюдением за состоянием конструкции и оперативным получением данных по ее техническому состоянию в данный момент;

- возможность непосредственного контроля труднодоступных участков и прогнозирование его остаточного ресурса в эксплуатации;

- исключение человеческого фактора, которое способствует обеспечению достоверности информации и снижает оплату на работу обслуживающего персонала;

- в случае повреждения конструкции возможным становится прогнозирование развития деформации, что обеспечивает продление срока службы.

5. По данным зарубежной статистики развития повреждения в металлических конструкциях наибольшее их количество наблюдается вследствие развития усталостных трещин, коррозии и нарушения заклепочных и стыкованных соединений. Благодаря установке датчиков в наиболее опасных узлах конструкции возможно получать оперативные данные об их текущем состоянии и прогнозировать остаточный ресурс.

6. Существует целый ряд подходов к построению таких систем. Общими принципами однако являются схемы их эксплуатации. Установленная в определенном узле, система SHM будет учитывать необходимые технические характеристики материала: его прочность, условия нагружения и деформируемости. Дальнейшим этапом является аттестация системы, затем следует ее внедрение в конструкцию, что обеспечит большую безопасность полетов, снижение затрат на эксплуатацию воздушного судна и большую его эффективность.

7. Системы SHM обеспечивают выполнение двух фундаментальных задач: диагностику текущего технического состояния объекта и прогнозирование изменения в его конструкции.

8. Таким образом, реализация мониторинга состояния конструкции невозможна без использования датчиков (сенсоров) регистрации повреждения.

Существует ряд направлений по конструированию датчиков, которые в данный момент разрабатываются. Такими методами являются методы акустической эмиссии, датчики на основе оптического волокна и решетки Брэгга, датчики на основе волн Лэмба, акустические ультразвуковые методы и пьезоэлектрические датчики, беспроводные датчики, реагирующие на магнитное поле, датчики, основанные на углеродных нанотрубках, различные электрохимические методы инспекции.

Одним из первых индикаторов усталости является датчик, запатентованный Де Форестером в 1948 году [1]. Этот датчик представляет собой провод или ленту малого сечения, имеющий свой ресурс, который составляет определенную долю ресурса контролируемой конструкции. Целостность индикатора определяется путем непрерывного измерения его электрического сопротивления. Резкое увеличение сопротивления свидетельствует о разрушении индикатора и выработки определяемой датчиком доли ресурса конструкции. Подобные индикаторы также использовались для обнаружения трещины [2]. Однако эти методы имели низкую надежность даже при испытаниях в лабораторных условиях.

Дальнейшее развитие идея ДеФорестера получила при создании сигнализаторов усталости – серии датчиков [3], изготовленных из того же материала, что и конструкция, к которой они крепятся. При этом датчики имели различного вида концентраторы напряжения. Поочередное разрушение датчиков с различными типами концентратора свидетельствует об определенной выработке ресурса конструкции [4].

В 1966 году Хартинг предложил использовать датчики [5] контроля исчерпания ресурса конструкции, принцип работы которых основывается на контроле изменения электрического сопротивления датчика. Материалом для датчиков-свидетелей служил никелево-медный сплав. Со временем, при совместной работе датчика и контролируемой конструкции, происходит увеличение удельного сопротивления датчика. Такая зависимость объясняется появлением кластеров в материале датчиков.

Для полимерных датчиков [6] используется композитный материал на основе графита с матрицей из эпоксидной смолы. В отличие от никелево-медных датчиков с наработкой происходит уменьшение электрического сопротивления. Используя эквивалентные зависимости, возможно определять значение накопленных усталостных повреждений и прогнозировать ресурс конструкции.

Датчики мартенситного преобразования Скотта [7] – это датчики из серебряно-цинкового сплава, которые в процессе нагружения из-за преобразования структуры материала меняют свой цвет (с розового на серебряный). Для точного определения цвета используется спектрометр.

Метод оксидной пленки (Бакстре 1977) позволяет количественно оценивать уровень накопленных повреждений путем анализа разрушенной оксидной пленки на металлической поверхности. Для предотвращения окисления образовавшегося разрыва используется гель, который под действием электрического тока в месте разрыва оксидной пленки меняет свой цвет.

Измерение шероховатости поверхности также используется для измерения усталости поверхности, и может быть положена в основу работы датчика. Пластическая деформация тщательно полированного образца может часто приводить к возникновению заметной шероховато-

сти поверхности, в процессе выхода дислокаций на поверхность образца. В данном случае, наблюдаемое изменение шероховатости на поверхности использовалось для регистрации размеров пластически деформированной зоны. Однако, явление было также предложено как полезный способ для характеристики усталости. В свежей статье Негаши (1995), тонкая алюминиевая фольга была прикреплена к работающей на усталость конструкции с видимым представлением корреляции между развитием шероховатости поверхности фольги и истории усталости образца. При нагрузке с постоянной амплитудной напряжением зависимость между величиной шероховатости поверхности  $R_a$ , амплитудой напряжения  $\sigma$ , и числом циклов нагрузки  $N$ , выражается как

$$R_a = \frac{1}{k_\sigma} \sigma^{\frac{\alpha}{2}} N^{\frac{1}{2} + m},$$

где  $\alpha, k_\sigma, m$  – постоянные материала. Измерение шероховатости поверхности осуществлялось с использованием инфракрасного профилометра.

На рис.1 показано ряд S-N кривых при постоянных величинах  $R_a$ . Чтобы применить измерения для переменной амплитуды напряжения, авторы разработали концепцию «эквивалентного» напряжения, которое определяется как постоянная амплитуда напряжения, которое приводит к той же самой степени шероховатости поверхности, и может быть выражено как,

$$\sigma_{eq} = \left( \frac{\sum \sigma_i^\alpha N_i}{\sum N_i} \right)^{\frac{1}{\alpha}},$$

где  $N_i$  – число циклов в блоке нагружения при амплитуде эквивалентного напряжения, которое определяется из эксперимента в соответствии с уравнением

$$\sigma_{eq} = \left[ \frac{(R_{an} - m)^2 k_0^2}{\sum N_i} \right]^{\frac{1}{\alpha}}$$

где  $R_{an}$  – шероховатость, измеренная после  $\sum N_i$  циклов.

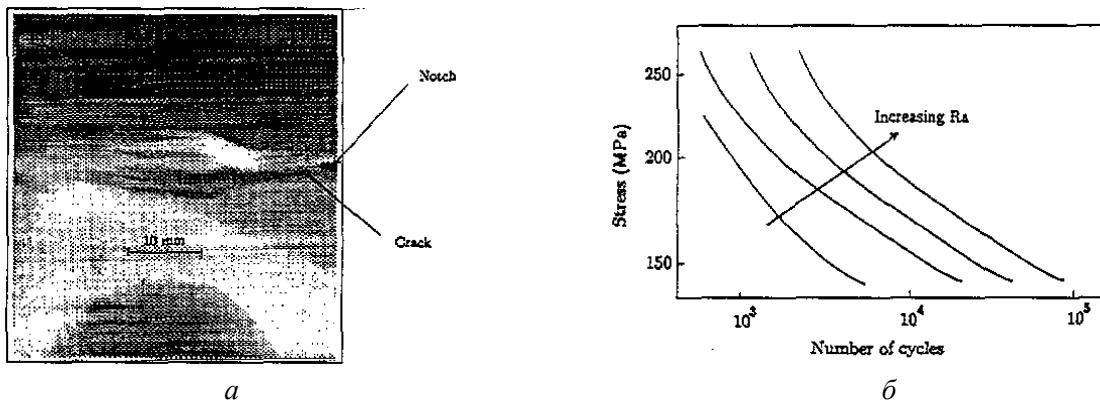


Рис. 1

Это выражение было применено к экспериментальным данным со смешанными результатами. В испытаниях с несколькими изменениями амплитуды напряжения, выражение было не в состоянии хорошо описать поведение шаблона из-за отсутствия его реакции на эти изменения

(то есть высоко-низкий и низко-высокий). Однако, с увеличением числа циклов нагружения, эффект упорядочивания уменьшается и выражение при этих условиях обеспечивало удовлетворительное описание поведения шаблона

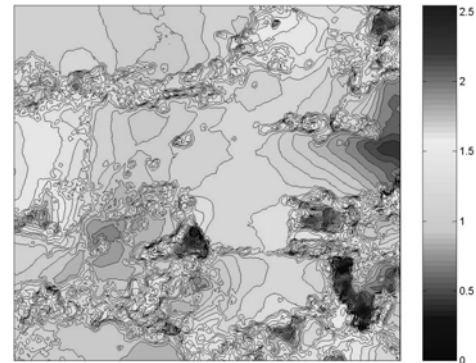
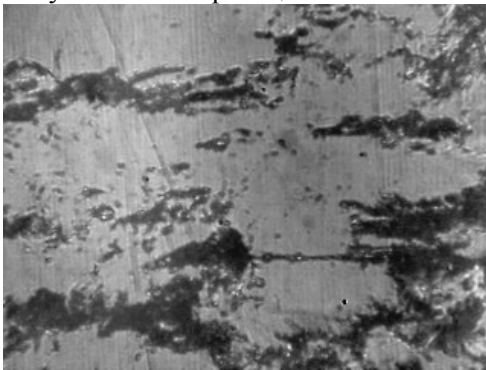


Рис. 2. Цифровая фотография ( $\times 500$ ) и 3D топография участка поверхности со следами деформационного рельефа, полученные с использованием интерференционного профилометра

**Вывод.** Технологии SHM уже используются в программах испытания материалов производителями авиационной техники. Например, материал GLARE (упрочненный стекловолокном алюминий) и – композиционный материал сэндвичного типа, разработанный Airbus, использовавшийся в верхней части внешней обшивки A380. Прежде, чем датчики SHM будут задействованы на самолете в полете, они должны пройти контроль для определения их надежности и надежности обнаружения дефектов. Такие тесты проводились на самолетах A320 и A380 и включали процедуры, которые будут использоваться станцией технического обслуживания датчиков.

#### Список литературы:

1. *Baxter, W. J.* (1977), *Metallurgical Transactions*, 8A, p. 899–904.

2. *Baxter, W. J.* (1979). Exoelectron Measurement of the Rate of Development of Fatigue, *Fatigue of Engineering Materials and Structures*, 1, p. 343–350.

3. *Baxter, W. J.* (1982). Oxide films: Quantitative Sensors for Metal Fatigue, *General Motors Report GMR-3958*.

4. *Baxter, W. J.* (1983). Gel Electrode Imaging of Fatigue Cracks in Aluminium Alloys, *Int. J. Fatigue*, January, p. 37–42.

5. *Baxter, W. J.* (1984). Repeatability of Gel Electrode Measurements of Fatigue Deformation in 6061-T6 Aluminium, *Int. J. Fatigue*, 6, p. 243–252.

6. *Burke, S. K., Rose, L. R. F., Scala, C. M.*, (1994). Novel Approach for Detecting Distributed Surface-Breaking Cracks, *Appl. Phys. Lett.*, 65, p. 1349–1351.

7. *Caskey, G. R. Jr.*, (1981). Tritium Autoradiography, *Advanced Techniques for Characterizing Hydrogen in Metals*, Ed. N.F. Fiore and B.J. Berkowitz, (1981), p. 61–75.

---

*Научный руководитель – Игнатович С. Р., д-р техн. наук, проф.*