

Анализ влияния физических аспектов элементов регистрации повреждений и напряженно-деформированного состояния на систему мониторинга авиационных конструкций

С. А. Юргенсон, К. Н. Мингалиев, И. В. Девятков, Д. В. Туев

Исходя из физических аспектов вариантов реализации различных типов датчиков, в работе формируются базовые функциональные требования к элементам системы мониторинга технического состояния авиационных конструкций, расположенных на борту летательного аппарата. Установлено, что наибольший интерес для практических целей представляет поиск дефектов вблизи поверхности объемных конструкций, либо внутри относительно тонких пластин. Выявлены критерии физических явлений для оптимизации параметров системы мониторинга с точки зрения разрешающей способности и весовой эффективности. Приведены типы датчиков для использования в системе мониторинга.

Ключевые слова: системы мониторинга; прочность авиационных конструкций; напряженно-деформированное состояние; волны Релея-Лэмба; дисперсия волн; мода распространения.

Ссылка: Юргенсон С. А., Мингалиев К. Н., Девятков И. В., Туев Д. В. // Прикладная физика. 2020. № 5. С. 116.

Reference: S. A. Iurgenson, K. N. Mingaliev, I. V. Devyatov, and D. V. Tuev, Applied Physics, No. 5, 116 (2020).

В последние годы в ряде стран ведутся интенсивные исследования по созданию систем мониторинга технического состояния (СМТС) сложных нагруженных конструкций, и авиационных конструкций, выполненных из композитных материалов (КМ), в частности. Как правило, эти системы называют SHM (от англ. Structure Health Monitoring) [1–4].

Эти работы особенно интенсифицировались в связи с полномасштабным внедрением

КМ в силовую конструкцию авиационной техники (АТ). На примере АТ, разрабатываемые в настоящее время СМТС предназначены не только для контроля за нагруженностью конструкций воздушного судна (ВС), но и для непрерывной оценки ее состояния, в том числе с возможностью в перспективе использовать данные от СМТС для прогнозирования развития дефекта.

Контролируемыми параметрами и их производными могут являться:

- общее напряженное состояние и местные напряжения (деформации) в критических зонах;
- общая нагруженность конструкции и локальное воздействие сосредоточенной нагрузки;
- общие и местные деформации;
- нарушение целостности конструкции различной природы и характера;
- температурное состояние конструкции;
- физические свойства материала конструкции (плотность, электропроводность и пр.);

Юргенсон Сергей Александрович¹, м.н.с., к.т.н.
Мингалиев Камилль Нарзатович², д.э.н., профессор.
Девятков Иван Владимирович¹, с.н.с., к.э.н.
Туев Дмитрий Владимирович¹, м.н.с.
¹ МГУ имени М. В. Ломоносова.
Россия, 119234, Москва, ул. Ленинские Горы, 1, к. 13, 14.
E-mail: devyatov@orpkmg.ru
² Финансовый университет при Правительстве
Российской Федерации.
Россия, 125993, Москва, Ленинградский просп., 49.

Статья поступила в редакцию 30 октября 2020 г.

© Юргенсон С. А., Мингалиев К. Н., Девятков И. В.,
Туев Д. В., 2020

- накопленная повреждаемость отдельных агрегатов и конструктивных зон и т. д.

В настоящее время разрабатываются отдельные элементы таких систем, способы внедрения датчиков в конструкцию, алгоритмы обработки сигналов и т. д., появились новые виды и типы датчиков, например, датчики накопления усталости, датчики деформаций на основе брегговских решеток, миниатюрные акустические датчики и т. п., а также оптоволоконные и беспроводные методы передачи сигналов.

Исходя из этого, в рамках проведения работ необходимо выполнить указанное усовершенствование СМТС, в которой предлагается использовать данные штатных бортовых регистраторов [2]. Необходимыми этапами на пути создания СМТС должны стать:

- разработка методологии, обеспечивающей составление списка регламентных работ по техническому обслуживанию отдельного экземпляра АТ в зависимости от его фактического состояния и нагруженности;

- выбор типа датчиков (деформационных, акустических, дифрактометрических и т. п.), которые предполагается применять в СМТС, включая разработку и испытания;

- разработка и внедрение бортовых вычислителей, обеспечивающих обработку полётной информации и данных о конструкции ВС в реальном времени;

- разработка алгоритмов обработки, обеспечивающих достоверную оценку нагруженности основных агрегатов планера;

- разработка аппаратных средств и алгоритмов для регистрации, обработки и анализа в режиме реального времени получаемых от датчиков сигналов, генерации данных выходного контроля и средств визуализации;

- создание на базе современных информационных технологий отраслевой системы, обеспечивающей сбор, хранение и анализ данных мониторинга.

Разработанные подсистемы должны включать полный комплекс устанавливаемых и встраиваемых в конструкцию датчиков, средств передачи и преобразования сигналов, аппаратных средств и соответствующих алгоритмов для бортовой регистрации и обработки данных, средств беспроводной передачи ре-

зультатов мониторинга для их анализа и, при необходимости, дополнительной обработки. Здесь следует продолжить исследования по возможности интеграции средств мониторинга в структуру конструкции из КМ.

Главным преимуществом такой системы является возможность безопасного применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в элементах конструкции перспективных ВС за счет использования современных методов контроля и мониторинга состояния для выявления внутренних повреждений с одновременной оценкой изменения предельно допустимых нагрузок на изделие [5].

Для отработки отдельных элементов системы целесообразно применение экспериментальных стендов. Стенд оснащается устройствами для автоматизированного создания нагрузки на изделия, первоначальными датчиками и электропреобразователями, средствами сохранения и учета сведений, которые сводятся в единую систему мониторинга состояния изделий. Такая система дает возможность автоматически вести непрерывный контроль, получать сведения о динамике процессов деформации и изменениях напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкций в процессе изменения действующих нагрузок.

Методология работы системы:

- Формирование архива данных от датчиков, для расчета НДС в конструкции самолета при различных внешних воздействиях.

- Измерения НДС на основе информации от датчиков системы и бортовых регистраторов полетной информации.

- Информирование о достижении в отдельных элементах конструкции предельных деформаций (напряжений) с целью изменения профиля полета (по фактическим параметрам датчиков).

- Учет информации о НДС в части определения технического состояния конструкции самолета при наземной обработке информации.

- Обеспечение информацией о фактическом нагружении особоответственных конструктивных элементов и критических мест конструкции самолета наземных служб и разработчика авиационной техники.

- Дополнение паспорта изделия с встроеной системой датчиков фактическими

значениями, обеспечивающими определение достигаемых параметров НДС и определения технического состояния.

- Получение дополнительной информации о процессе изготовления деталей из ПКМ.
- Анализ деформаций при выполнении сборочных работ.
- Калибровка и контроль работоспособности системы путем внутренней диагностики.

В состав системы входят:

- Бортовая система – датчики, средства коммуникации, регистраторы, модули бортовой обработки информации (могут быть интегрированы в существующие бортовые вычислители).
- Информационно-аналитический модуль – блоки снятия данных, обработки информации, архивирования, автоматического анализа.
- Модуль производственного контроля.

Наиболее трудозатратная для каждой конструкции часть – бортовая реализация, а именно оптимальный выбор элементов регистрации повреждений и напряженно-деформированного состояния. Интеграция датчиков системы в конструкции выполняется на различных этапах производства для разных типов материалов. Для металла монтаж производится после изготовления детали и выполнения всех этапов производства. Для изделий из ПКМ внутренние датчики располагаются на этапе формирования пакетов материала, что позволяет получить информацию о деформациях изделия, возникающие при формовке.

Поверхностные датчики монтируются после изготовления и механической обработки.

В качестве датчиков могут быть использованы системы различного типа: пьезокерамические, брегговские, тензорезистивные, акселерометрические и гибридные. При этом для обнаружения дефектов могут быть применены активные или пассивные методы (рис. 1). Активные методы используют при работе излучатель, который создает сигнал заданной формы. При прохождении через объект акустические волны рассеиваются на дефектах, что позволяет, с помощью соответствующей системы обработки, определять положение и характеристики дефекта. Пассивные методы не требуют излучателя. В этом случае регистрируются сигналы, вызванные внешними воздействиями на исследуемую деталь, либо вызванные развитием трещин внутри материала. Поскольку форма сигнала в этом случае неизвестна, для определения координат источника целесообразно применять корреляционные методы. Определенные выводы, без привязки к каждой конкретной трещине, можно сделать за счет анализа интенсивности и спектрального состава сигнала в таких пассивных системах обработки.

Наибольший интерес для практических целей представляет поиск дефектов вблизи поверхности объемных конструкций, либо внутри относительно тонких пластин. В первом случае это связано с использованием волн Релея, а во втором – Лэмба. Для примера на рис. 2 приведены рассчитанные профили напряжений в алюминиевой пластине, погруженной в воду при различных условиях возбуждения колебаний.

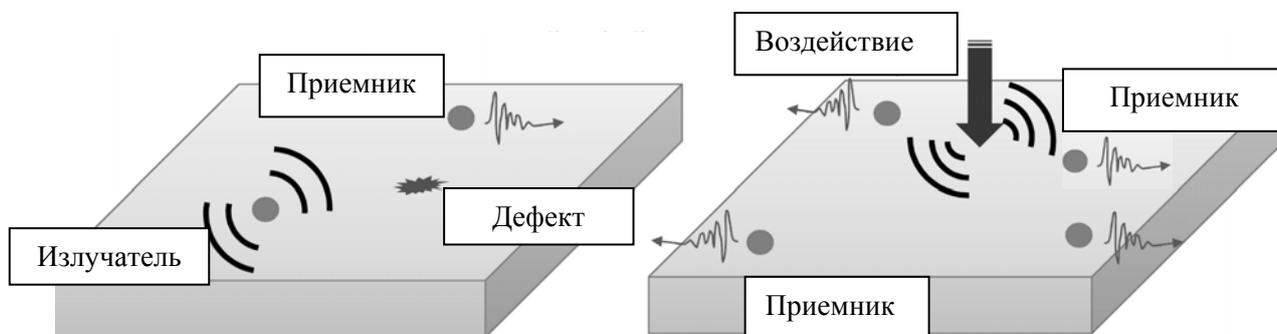


Рис. 1. Обнаружение дефектов в активных (слева) и пассивных (справа) системах.

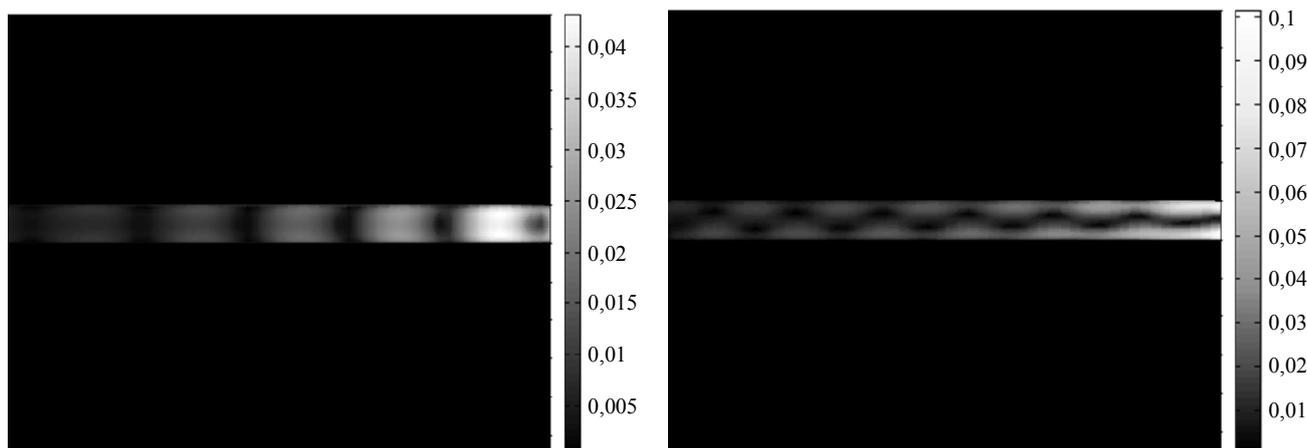


Рис. 2. Симметричная (слева) и антисимметричная (справа) моды волн Лэмба в алюминиевой пластине, погруженной в воду.

Однако использование низких частот приводит к увеличению длины волны, что отрицательно сказывается на пространственном разрешении системы. На рис. 3 представлены дисперсионные диаграммы, показывающие зависимость фазовой скорости звука разных мод от параметра, равного произведению толщины пластины и частоты. Можно видеть, что при прочих равных условиях для антисимметричных мод фазовая скорость меньше, а значит, возбуждение и прием именно таких мод, для которых длина волны также пропорционально меньше, может обеспечить лучшую разрешающую способность системы. Перед вылетом система в автоматическом режиме должна произвести самодиагностику с целью выявления отказов отдельных элементов. Все неполадки устраняются (если это возможно) при периодических формах обслуживания. На этапе полета производится сбор

информации от датчиков и бортовых средств регистрации полетной информации. Система производит сбор в импульсном режиме с записью информации в блоки регистрации. В полете производятся периодические сравнения фактических данных с заданными уровнями ограничений для мест конструкции, значительно влияющих на безопасность полета. Выдача предупреждений осуществляется только по отдельным местам, разрушение которых приведет к катастрофической или сложной ситуации, при этом может допускаться наличие превышений по системе в целом. Алгоритм обработки должен быть наиболее простым и требовать минимальных вычислительных ресурсов. Ошибки и погрешности измерения учитываются в автоматическом режиме по заранее определенным алгоритмам.

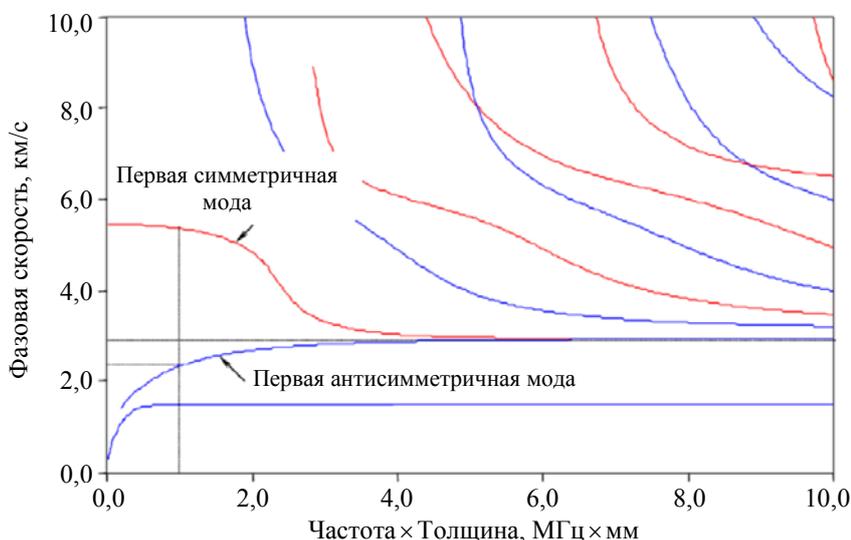


Рис. 3. Зависимость фазовых скоростей различных мод волн Лэмба от параметра, равного произведению толщины пластины и частоты.

При регистрации превышения данных над заданными ограничениями информация передается в кабину пилота в виде световой индикации и рекомендаций по изменению профиля полета, согласованными с другими системами самолета. Значения ограничений и базовых параметров для проведения сравнения формируется на этапах ресурсных и статических испытаний самолета и конструкций. Такой подход значительно упрощает обработку информации и не требует сложных алгоритмов обработки. Базовой информацией для сравнения являются параметры полета, т. е. нагружения элемента конструкции ВС.

Информация об обнаружении отклонений от базовых параметров передается в службу, осуществляющую техническое обслуживание самолета для возможности планирования работ. Элементы, в которых система отказала полностью, при невозможности замены данных элементов, контролируется традиционными методами контроля с применением стандартных процедур.

Система может применяться на различных типах ВС в комплексе с бортовой системой регистрации полетной информации. Работа в комплексе позволяет определить источник нагрузки и однозначно сопоставить приложенную нагрузку (внешние факторы) и значения датчиков для определения изменения технического состояния.

В рассмотренной статье были даны ответы на вопросы: «За счет чего можно делать выводы на основе данных в пассивных системах обработки?», «На каком расстоянии нужно располагать датчики, для эффективной диагностики конструкций основанные на акустических явлениях?»

Для системы датчиков, где форма сигнала неизвестна, для определения координат источника целесообразно применять корреляционные методы. В пассивных системах обработки, без привязки к конкретной трещине, можно делать выводы за счет анализа интенсивности и спектрального состава сигнала.

Это расстояние, с одной стороны, желательно делать большим – тогда датчиков потребуется меньше, и также система обработки данных может быть проще. С другой стороны, это расстояние должно быть достаточно ма-

лым, чтобы распространяющаяся волна не затухла и была зарегистрирована приемным оборудованием. Поскольку обычно в материалах затухание ультразвука растет с повышением частоты, это требует ограничений на используемую частотную область.

Заключение

Создание системы мониторинга авиационных конструкций, на основе которой при минимальных эксплуатационных расходах можно было бы существенно снизить уровень проектных критериев для металлических и, особенно, композитных конструкций (т. е. уменьшить требования к стойкости конструкции к повреждениям, повысить уровень расчетных напряжений и весовую эффективность) – дело отдаленного будущего.

Различные типы датчиков позволяют комплексно оценивать различные типы повреждений в конструкции для композиционных материалов. Для определения зон установки датчиков необходимо проводить анализ напряженно-деформированного состояния «чистой» и поврежденной конструкции с учетом физических характеристик используемых датчиков для формирования схем расположения датчиков.

Для выбора оптимальных параметров системы мониторинга необходимо учитывать особенности дисперсии волн (Релея, Лэмба), а также возможность многомодового распространения (например, симметричные и антисимметричные волны). Использование низких частот приводит к увеличению длины волны, что отрицательно сказывается на пространственном разрешении системы. При прочих равных условиях для антисимметричных мод фазовая скорость меньше, а значит, возбуждение и прием именно таких мод, для которых длина волны также пропорционально меньше, может обеспечить лучшую разрешающую способность системы.

Исследование финансируется Министерством науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению о предоставлении субсидии № ЭБ 075-15-2019-1944 (внутренний номер Соглашения

05.607.21.0329) от «18» декабря 2019 г. (уникальный номер RFMEFI60719X0329), прикладные научные исследования проводятся по теме «Разработка базовых проектных решений системы мониторинга технического состояния конструкций и сложных инженерных изделий в интересах обеспечения техногенной безопасности, устойчивого функционирования критической инфраструктуры Российской Федерации и развития отраслей отечественной промышленности».

ЛИТЕРАТУРА

1. Фирсов Л. Л., Юргенсон С. А. // Прикладная фотоника. 2017. Т. 4. № 4. С. 279.
2. Фейгенбаум Ю. М., Соколов Ю. С. // Научный вестник ГОСНИИ ГА. 2015. № 7 (318). С. 14.
3. Fedulov B. N., Fedorenko A. N., Lomakin E. V. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 581. № 1.
4. Fedorenko A. N., Fedulov B. N., Lomakin E. V. // Procedia Structural Integrity. 2019. Vol. 18. P. 432.
5. Игнатович С., Карускевич М., Бурау Н., Краснопольский В. // Вестник ТНТУ. 2011. Вып. 2. С. 136.

PACS: 07.90. +

Analysis of the influence of physical aspects of elements for registration of damage and stress-strain state on the monitoring system of aircraft structures

S. A. Iurgenson¹, K. N. Mingaliev², I. V. Devyatov¹, D. V. Tuev¹

¹Lomonosov Moscow State University
Bd. 13, 14, 1 Leninskie Gory, Moscow, 119234, Russia

²Financial University under the Government of the Russian Federation
49 Leningradsky prospekt, Moscow, 125993, Russia

Received October 30, 2020

Based on the physical aspects of the options for the implementation of various types sensors, the work forms the basic functional requirements for the elements of the on-board aircraft structures monitoring system. It has been established that the search for defects near the surface of bulk structures or inside relatively thin plates is of greatest interest for practical purposes. Criteria of physical phenomena for optimization of parameters of the monitoring system from the point of view of resolution and weight efficiency are revealed. The types of sensors for use in the monitoring system are given.

Keywords: monitoring system, strength of aircraft structures, stress-strain state, Rayleigh–Lamb waves, wave dispersion, waves' propagation mode.

REFERENCES

1. L.L. Firsov and S. A. Iurgenson, *Prikladnaya fotonika* **4** (4), 279 (2017).
2. Yu. M. Feigenbaum and Yu. S. Sokolov, *Scientific Bulletin of GOSNII GA*, No. 7 (318), 14 (2015).
3. B. N. Fedulov, A. N. Fedorenko, and E. V. Lomakin, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* **581** (1), (2019).
4. A. N. Fedorenko, B. N. Fedulov, and E. V. Lomakin, *Procedia Structural Integrity* **18**, 432 (2019).
5. S. Ignatovich, M. Karuskevich, N. Burau, and V. Krasnopol'skij, *Visnik TNTU*, vypusk 2, 136 (2011).