

*На правах рукописи*

**Тиц Сергей Николаевич**

**КОНТРОЛЬ НАЛИЧИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ  
КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ  
ПО ВИБРАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ**

**Специальность 05.07.07. Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем.**

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Самара 2009

Работа выполнена на кафедре эксплуатации авиационной техники государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева»

Научный руководитель доктор технических наук, профессор  
Коптев Анатолий Никитович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор  
Гимадиев Асгат Гатьятович

кандидат технических наук  
Сундуков Евгений Васильевич

Ведущая организация: Национальный институт авиационных  
технологий (НИАТ), г. Москва

Защита состоится 30 октября 2009 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.02 при государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» (СГАУ) по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва»

Автореферат разослан 29 сентября 2009 года

Ученый секретарь  
диссертационного совета,  
доктор технических наук,  
профессор

Скуратов Д.Л.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. С середины 80-х годов на регулярных пассажирских линиях начали эксплуатироваться воздушные суда (ВС), в конструкциях которых нашли широкое применение (около 30% по площади фюзеляжа и крыла) сотовые конструкции (СК). В настоящее время внедряются в серийное производство широкофюзеляжные пассажирские самолёты, в которых до 70...80% конструктивных элементов выполнено из композиционных материалов. Это связано с рядом преимуществ конструкций из композиционных материалов над каркасными.

Однако анализ статистики отказов и неисправностей отечественных типов ВС показал, что с увеличением наработки наблюдается рост количества дефектов СК. Так же следует отметить, что до 80% отказов и неисправностей возникают из-за разрушения клеевого соединения элементов сотовых конструкций и нарушения герметичности последних. Это может быть следствием как производственных дефектов, так и разрушением СК под действием эксплуатационных нагрузок.

Основным видом дефектов таких конструкций при их производстве, существенно снижающих их прочность, является нарушение сплошности соединений слоев между собой. Соединение металлических слоев между собой может осуществляться с помощью диффузионной сварки, пайки или клеящих составов. Соединение слоев пластиков между собой и пластиков с металлами осуществляется с помощью клеев и полимеризующихся смол. Дефекты соединений могут представлять собой локальные расслоения с газовой прослойкой между слоями, локальные непрочности из-за неправильного нанесения клеевого слоя (когда механический контакт между слоями есть, но соединение отсутствует) и локальные участки с плохой адгезией клеевого слоя из-за некачественной подготовки поверхностей склеиваемых слоев (наличие жировых пятен и загрязнений).

Подавляющее большинство дефектов СК связано со сложностью обеспечения и контроля в процессе изготовления технологических параметров (нормативы чистоты поверхностей и помещений, качество и количество клея, температурные режимы и т.д.), к которым предъявляются очень жесткие требования в виду их значительного влияния на качество изделия.

Несмотря на наличие большого числа современных методов, таких как ультразвуковой, магнитный, радиационный, вихретоковый, тепловой и др., и средств, способных выявить основные дефекты сотовых конструкций, на эксплуатирующихся предприятиях сотовые конструкции контролируются преимущественно при помощи метода свободных колебаний (протрукивание изделия с регистрацией изменений характера звука на слух). Это связано с тем, что новейшие средства неразрушающего контроля (НК) требуют как значительных финансовых затрат, связанных с их приобретением, так и существенно увеличивают трудоёмкость выполняемых работ. В связи с этим современные средства используются лишь для уточнения размеров дефектов при ремонте. В результате из-за несовершенства методов и методик контроля технического состояния СК происходит увеличение простоев летательных аппаратов (ЛА) на техническом обслуживании, что значительно снижает эффективность их использования.

Исходя из выше сказанного, наиболее актуальным становится вопрос о необходимости применения при оперативном техническом обслуживании более эффективного метода диагностирования элементов планера, выполненных в виде СК. При оперативной диагностике важно иметь возможность быстро оценить либо наличие, либо отсутствие дефекта максимально допустимой величины, а также дать прогноз на период до следующей проверки. При этом необходимо принять решение о дальнейшей эксплуатации агрегата или же о его замене и отправке в ремонт. Точные размеры и расположение дефекта определяются при ремонте.

Существующие теоретические разработки и практические методики по диагностированию элементов планеров ВС направлены в основном на решение задач определения точных размеров и локализации дефектных областей, что неизбежно влечёт за собой значительное увеличение трудоёмкости и, как следствие, низкую эффективность при оперативном техническом обслуживании.

В указанных направлениях следует отметить успешные работы, Шанявского А.А., Баркова А.В., Барковой Н.А., Добрынина С.А., Генкина М.Д., Глаговского Б.А., Ланге Ю.В. и др.

Наиболее перспективным для целей оперативной диагностики является ударно-акустический метод (называемый также “методом свободных колебаний”). Суть метода заключается в том, что по поверхности контролируемого изделия наносятся механические удары и с того же участка поверхности снимается сигнал, определяемый упругими колебаниями, возбуждаемыми в контролируемом изделии этим ударом.

До последнего времени достаточно серьезным препятствием на пути практического применения метода и снижения субъективного фактора при контроле являлась сильная зависимость частоты собственных колебаний (ЧСК) от формы и размеров контролируемого изделия. Однако успехи, достигнутые в области анализа спектров ЧСК изделий различных форм и размеров, а также широкое применение компьютерной техники, позволяют в настоящее время существенно упростить процесс контроля, что приводит в свою очередь к расширению областей применения этого метода.

Для эффективного решения задач диагностирования авиационных конструкций, выполненных из композиционных материалов, актуальными являются следующие направления исследований:

- совершенствование приборного контроля, повышение точности, применение передовых методов контроля технического состояния (ТС) и методов НК;

- автоматизация сбора обработки и хранения эксплуатационной информации на базе универсальных измерительных аппаратно-программных комплексов, разработка и ведение базы данных мониторинга ТС систем, разработка форм эксплуатационных документов для сбора данных, необходимых для прогнозирования остаточного ресурса систем, формирование перечня контролируемых элементов критичных с точки зрения надежности;

- детальная проработка перечня контролируемых параметров, мест, методов и методик измерений, приборов для контроля и их класс точности, периодичность контроля.

Цель работы. Разработка метода оперативного диагностирования элементов планера воздушного судна, выполненных из композиционных материалов, на основе современных методов и средств вибрационного анализа.

Задачи исследования.

1. Анализ теории и практики контроля повреждений конструкций из композиционных материалов.
2. Создание диагностической модели СК, отражающей влияние повреждений на вибрационные характеристики.
3. Теоретические и экспериментальные исследования влияния повреждений конструкций из композиционных материалов на их вибрационные характеристики.
4. Выбор вибродиагностических параметров и признаков обнаружения повреждений конструкций из композиционных материалов.
5. Экспериментальная оценка чувствительности параметров к размерам повреждений.
6. Разработка метода и создание на его базе методики оперативной диагностики повреждений авиационных конструкций из композиционных материалов по вибрационным характеристикам.

Объектами исследования являются методы и средства диагностирования авиационных конструкций из композиционных материалов.

Содержание диссертации соответствует области исследования в рамках специальности 05.07.07 - Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем.

Предметом исследования являются модели, методы, средства и методики анализа вибрационных характеристик элементов конструкции планера ВС, выполненных в виде СК, при оперативном диагностировании:

1. Диагностические модели СК, позволяющие оценить изменения вибрационных характеристик при появлении дефектов.
2. Методы и средства анализа сигналов вибрации и определения модальных параметров СК.
3. Параметры и критерии оценки технического состояния СК.
4. Методики определения технического состояния СК по параметрам вибрации.

Методы исследования. В работе использованы эмпирические и теоретические методы исследования. Решения задач базируются на экспериментальных данных и известных теоретических положениях теоретической механики, теории сопротивления материалов, математического моделирования, теории колебаний, вейвлет-анализа, технической диагностики и теории эксперимента.

На защиту выносятся:

1. Методика определения модальных параметров, основанная на вейвлет-анализе свободных колебаний.
2. Параметр и критерий оценки технического состояния СК.
3. Метод диагностирования СК по параметрам вибрации.
4. Методика оперативной диагностики повреждений СК по параметрам вибрации.

Научная новизна работы состоит в том, что:

1. Разработана методика определения модальных параметров на основе анализа линий максимумов и хребтов вейвлет-преобразования сигналов вибрации.
2. Предложен диагностический параметр и признак оценки технического состояния СК.
3. Разработан метод определения технического состояния СК по вибрационным характеристикам.
4. Проведена экспериментальная оценка чувствительности диагностического параметра к размерам дефектов.

Достоверность полученных результатов подтверждается корректностью разработанных математических моделей, использованием известных положений фундаментальных наук, сходимостью полученных теоретических результатов с данными эксперимента, а также с результатами исследований других авторов.

Практическая значимость работы состоит в том, что разработанные положения позволяют:

1. Использовать методику определения модальных параметров, основанную на прогрессивном методе вейвлет-анализа для оценки изменения состояния СК;
2. Реализовать эффективную методику диагностирования элементов конструкции планера ВС при оперативном ТО;
3. Исключить субъективный фактор при оценке технического состояния СК;
4. Автоматизировать процесс диагностирования элементов планера ВС выполненных в виде СК;
5. Совершенствовать технологический процесс ТО планера ВС на предложенных технических решениях;
6. Разработанные методики нашли применение в учебном процессе при подготовке специалистов по направлению «Эксплуатация и испытания авиационной и ракетно-космической техники».

Реализация результатов. Решаемые в диссертационной работе вопросы являются составной частью исследований, проводимых по темам:

1. № 2.2.3.5680 «Совершенствование научно-методического обеспечения учебного комплекса «Учебный аэродром Самарского государственного аэрокосмического университета» как базы практической подготовки студентов авиационных факультетов университета на 1 – 4 курсах»
2. В рамках договора № ЦКТ-3/938 ВДА-05 на целевую контрактную подготовку специалистов по техническому обслуживанию самолета Ан-124 от 06.07.2005 г.
3. В рамках договора №19/07 «Исследование и оптимизация системы технического обслуживания и ремонта малой авиационной техники» от 01.04.2007 г.

Публикации. По результатам выполненных исследований опубликовано 14 печатных работ общим объемом 94 стр.

Апробация работы. Основные положения диссертации доложены на:

- XII Всероссийском научно-техническом семинаре «Управление движением и навигацией летательных аппаратов», Самара, СГАУ, 2006;
- IV Научно-практической конференции молодых учёных и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной

промышленности», Москва, ОАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой», 2007;

- XIII Всероссийском научно-техническом семинаре «Управление движением и навигацией летательных аппаратов», Самара, СГАУ, 2007;
- XIV Всероссийском научно-техническом семинаре «Управление движением и навигацией летательных аппаратов», Самара, СГАУ, 2008;
- Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», Самара, СГАУ, 2009.

Структура и объем работы Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка использованных источников из 124 наименований, изложена на 126 страницах, включая 8 таблиц, 34 рисунка.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы, определены объект и предмет исследований, сформулированы цель и задачи, научная новизна и практическая значимость работы, изложены основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** - «Современное состояние контроля и диагностики повреждений конструкций из композиционных материалов» - рассмотрены вопросы влияния повреждений авиационных конструкций из композиционных материалов на безотказность авиационной техники, проведён анализ методов и средств контроля и диагностики, применяемых для выявления повреждений конструкций из композиционных материалов.

Показано, что наибольшие трудности при оперативном техническом обслуживании планера вызывает выявление дефектов элементов из композиционных материалов, в частности, выполненных в виде сотовых конструкций.

Анализ статистики отказов и неисправностей показал, что:

- с увеличением наработки наблюдается рост количества дефектов СК;
- большая часть отказов и неисправностей, выявленных при техническом обслуживании планера, относится к элементам, выполненным в виде трёхслойной сотовой конструкции;
- наиболее часто отказы и неисправности возникают из-за плохого качества клеевого соединения элементов сотовых конструкций и нарушения герметичности последних;
- встречаются пропуски дефектов, что неоднократно приводило к разрушению элементов планера в полёте.

Наряду с этим наблюдается мировая тенденция к увеличению доли композиционных материалов при производстве новых типов воздушных судов.

В связи с этим вопрос о необходимости применения при оперативном техническом обслуживании более эффективного метода неразрушающего контроля технического состояния элементов планера, выполненных в виде СК становится всё более актуальным. При оперативном контроле технического состояния важно иметь возможность быстро оценить либо наличие, либо отсутствие дефекта и установить превышает или нет площадь дефекта предельно допустимую величину. При этом необходимо принять решение о дальнейшей

эксплуатации агрегата или же его замене и отправке в ремонт. Точные размеры и расположение дефекта определяются при ремонте.

В этой же главе был проведён анализ методов и средств неразрушающего контроля, которые в настоящее время используются при техническом обслуживании элементов планера ВС из композиционных материалов. Рассмотрена физическая сущность, достоинства и недостатки теплового, ультразвукового, импедансного, акустико-эмиссионного и рентгеновского методов.

Также проведён анализ существующих аппаратных средств реализующих данные методы.

Проведённый анализ проблем существующих методов и средств диагностирования композиционных материалов и путей их совершенствования позволил определить цели и задачи диссертационной работы.

**Во второй главе** - «Исследование влияния повреждений конструкций из композиционных материалов на их вибрационные характеристики» проведён анализ существующих моделей сотовых конструкций.

В результате исследования было выяснено, что существующие модели позволяют решать задачи оптимального проектирования сотовых конструкций, а их применение для целей технического диагностирования практически невозможно.

Из выше сказанного был сделан вывод, что в настоящее время практически отсутствуют модели сотовых конструкций, пригодные для оценки изменения технического состояния изделий, находящихся в эксплуатации. Имеющиеся расчётные модели не позволяют получить чётких зависимостей параметров конструкции от её состояния.

В связи с этим была отмечена необходимость разработки динамической модели сотовой конструкции для решения задач оперативной диагностики.

Рассматривался элемент сотовой конструкции с отслоением обшивки от сотового заполнителя. Элемент состоит из верхней и нижней обшивки толщиной  $h_t$  и  $h_b$ , соответственно, сотового заполнителя толщиной  $h_c$  и клеевых слоёв между сотовым заполнителем и обшивками (толщина клеевого слоя в расчётах не учитывается) (рисунок 1).

Обшивка представляет собой углепластиковую пластину с коэффициентом жёсткости при растяжении-сжатии  $A_i$  и при изгибе  $D_i$ . Данные упругие свойства конструкции определяются следующим образом:

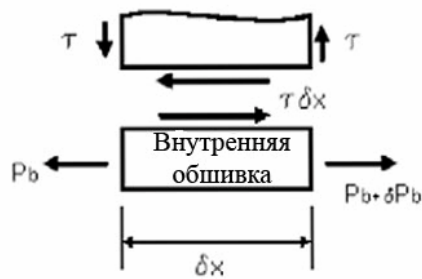
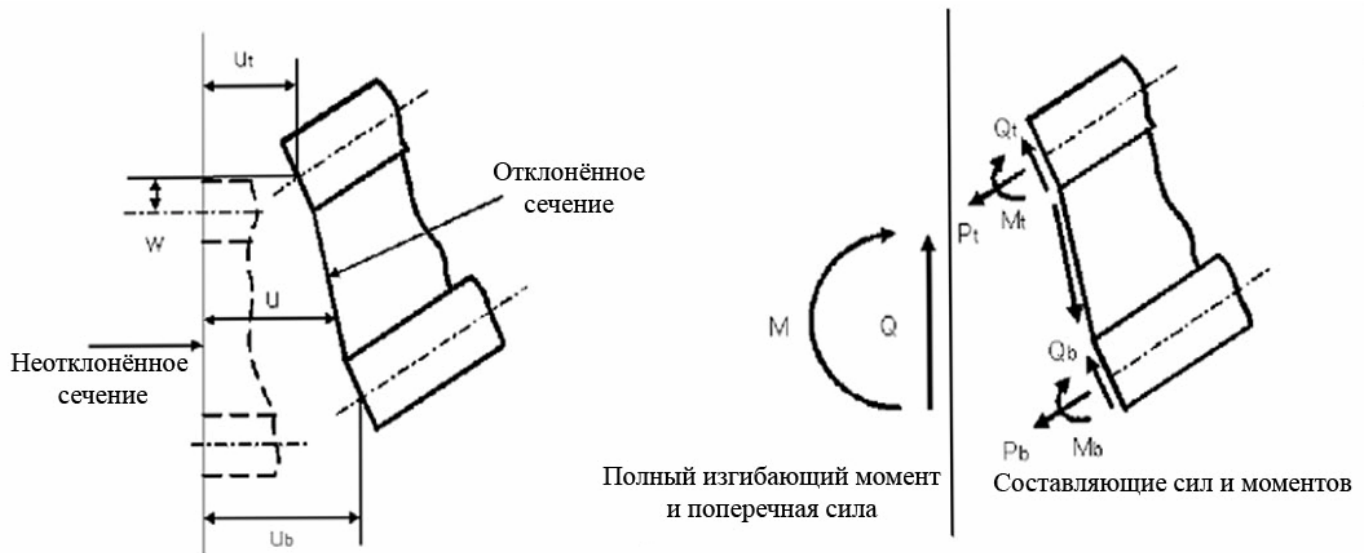
$$\begin{aligned} A_i &= \sum_{k=1}^{n_i} \bar{Q}_{11}^k (z_k - z_{k-1}), \\ D_i &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{n_i} \bar{Q}_{11}^k (z_k^3 - z_{k-1}^3), i = t, b, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $z_k$  и  $z_{k-1}$  – координаты  $k$ -го элементарного слоя относительно нейтральной оси  $i$ -го сегмента конструкции ( $t$  – наружная,  $b$  – внутренняя обшивки),  $n_i$  – номер слоя конструкции. Коэффициент жёсткости  $\bar{Q}_{11}^k$  находится как:

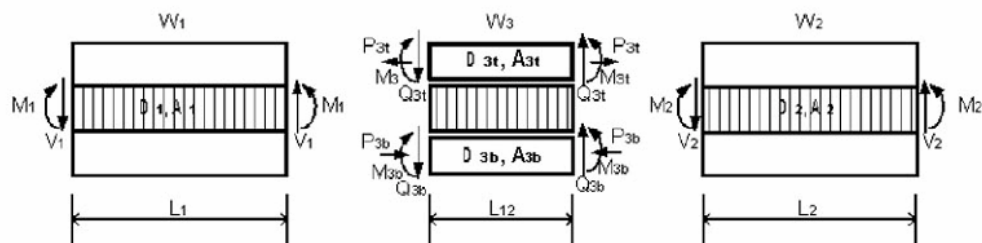
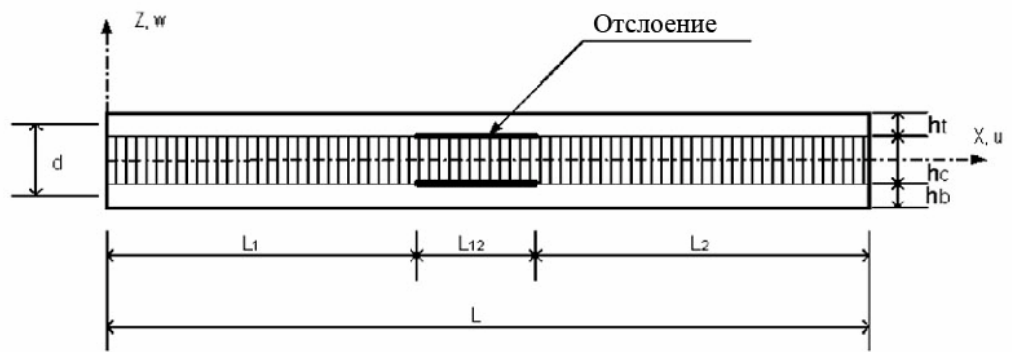
$$\bar{Q}_{11}^k = Q_{11}^k \cos^4 \theta + Q_{22}^k \sin^4 \theta + 2(Q_{11}^k + 2Q_{66}^k) \cos^2 \theta \sin^2 \theta$$

где  $\theta$  угол ориентации  $k$ -го элементарного слоя относительно системы координат конструкции,  $Q_{ii}^k$  – коэффициент жёсткости элементарного слоя в системе координат слоя. Образец сотовой конструкции длиной  $L$  и шириной  $b$  нагружается силой  $W$  (рисунок 2).





а)



б)

Рисунок 1 – Модель сотовой конструкции с отслоением обшивки  
 а) модель трёхслойной конструкции; б) модель трёхслойной конструкции с отслоением

Для поперечных перемещений  $w$  уравнение движения трёхслойной конструкции без отслоений выглядит следующим образом:

$$\frac{\partial^6 w_{1,2}}{\partial x^6} - D_g(1+R)\frac{\partial^4 w_{1,2}}{\partial x^4} + \frac{m}{D_h}\left(\frac{\partial^4 w_{1,2}}{\partial x^4 \partial t^2} - D_g \frac{\partial^2 w_{1,2}}{\partial t^2}\right) = 0 \quad (2)$$

где  $D_g = \frac{G_c}{h_c}\left(\frac{1}{A_T} + \frac{1}{A_B}\right)$  – мембранная жёсткость;  $R = \frac{d^2}{D_h}\left(\frac{A_T A_B}{A_T + A_B}\right)$  – цилиндрическая жёсткость.

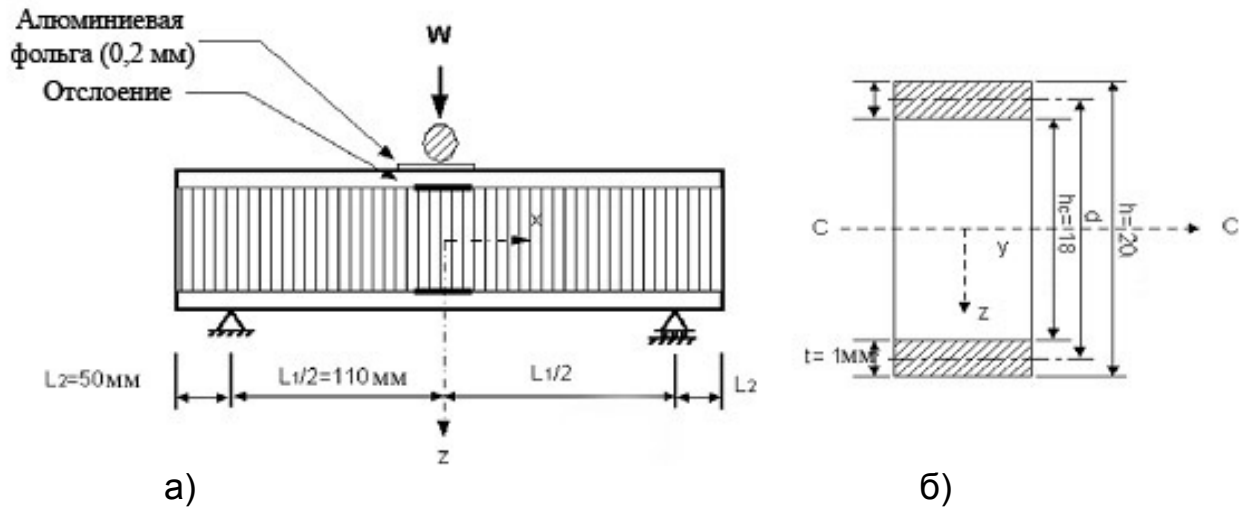


Рисунок 2 – Условия проведения исследования сотовой конструкции:  
 а) схема нагружения сотой конструкции при определении изгибной жёсткости;  
 б) геометрические параметры исследуемого образца сотовой конструкции

А уравнение движения для участка сотовой конструкции с расслоением:

$$\frac{\partial^4 w_3}{\partial x^4} + \frac{m}{D_h} \frac{\partial^2 w_3}{\partial t^2} = 0. \quad (3)$$

При условии свободных гармонических колебаний:  $w_i(x, t) = w_i(x) e^{j\omega t}$  и расчёта  $x$  как  $x = L\xi$ , уравнения (2) и (3) можно записать в виде:

$$\frac{\partial^6 w_i}{\partial \xi^6} - \gamma_r \frac{\partial^4 w_i}{\partial \xi^4} - \gamma \frac{\partial^2 w_i}{\partial \xi^2} + \gamma_g w_i = 0, i = 1, 2, \quad (4)$$

$$\frac{\partial^4 w_3}{\partial \xi^4} + \gamma w_3 = 0, \quad (5)$$

где  $\gamma_r = D_g L^2(1+R)$ ,  $\gamma = \frac{m\omega^2 L^2}{D_h}$ ,  $\gamma_g = \gamma D_g L^2$ .

Решение уравнения (4) для участка трёхслойной конструкции  $i = 1$  имеет вид:

$$w_1(\xi) = C_1^1 \cos \alpha_1 \xi + C_2^1 \sin \alpha_1 \xi + C_3^1 \cosh \beta_1 \xi + C_4^1 \sinh \beta_1 \xi + C_5^1 \cosh \lambda_1 \xi + C_6^1 \sinh \lambda_1 \xi, \quad (6)$$

где  $\alpha_1$  является корнем кубического уравнения:  $y^3 + \gamma_r y^2 - \gamma y - \gamma_g = 0$ , который остаётся действительным при варьировании параметров  $\gamma_r, \gamma, \gamma_g, \beta_1$  и  $\lambda_1$  также являются действительными корнями того же кубического уравнения, однако, становятся комплексно-сопряжёнными числами при варьировании параметров  $\gamma_r, \gamma, \gamma_g$ .

Решение уравнения (4) для участка конструкции  $i = 2$  можно записать как

$$w_2(\xi) = C_1^2 \cos \alpha_2 \xi + C_2^2 \sin \alpha_2 \xi + C_3^2 \cosh \beta_2 \xi + C_4^2 \sinh \beta_2 \xi + C_5^2 \cosh \lambda_2 \xi + C_6^2 \sinh \lambda_2 \xi, \quad (7)$$

где  $\alpha_2, \beta_2$ , и  $\lambda_2$  определяются так же, как  $\alpha_1, \beta_1$ , и  $\lambda_1$ , соответственно.

Подобным образом получаем решение для уравнения (5):

$$w_3(\xi) = C_1^3 \cos \gamma_3 \xi + C_2^3 \sin \gamma_3 \xi + C_3^3 \cosh \gamma_3 \xi + C_4^3 \sinh \gamma_3 \xi, \quad (8)$$

где  $\gamma_3 = \gamma^{1/4}$ .

Основные решения для трёхслойной конструкции с отслоением содержатся в выражениях (5)-(7). 16 неизвестных  $C_i^j$  ( $j=1, \dots, 6$  для  $i=1,2$  и  $j=1, \dots, 4$  для  $i=3$ ) и частота колебаний  $\omega$  определяются, исходя из граничных условий, которые представляют собой 16 однородных уравнений для определения неизвестных  $C_i^j$  из выражений (6) - (8). Характеристическое уравнение для характеристического числа получено путём приравнивания нулю определителя матрицы коэффициентов жёсткости  $C_i^j$ , что является условием существования ненулевого решения.

Далее расчётные значения всех необходимых для сравнительного анализа параметров были получены для образцов, результаты испытаний которых приведены в работе Х.Ю. Ким и В. Хвенг.

Собственные частоты сотовой конструкции с отслоением, полученные в ходе вибрационных испытаний, сопоставляются с теоретически полученными результатами. Разница в полученных результатах составила менее 8%.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что рассчитанные по разработанной вибрационной модели значения параметров СК согласуются с экспериментально полученными данными и данная математическая модель может быть использована для решения задач определения вибрационных характеристик сотовых конструкций и их поведения при появлении дефекта.

После этого был предложен диагностический параметр обнаружения повреждений авиационных сотовых конструкций. При появлении отслоений в сотовых конструкциях коэффициент демпфирования  $\zeta_i$  будет увеличиваться, а собственная частота колебаний  $\omega_i$  - снижаться. Следовательно, целесообразно для оценки технического состояния использовать комплексный параметр, который можно записать в виде:

$$K = \sum_{i=1}^n \frac{\zeta_i}{\omega_i} \text{ при } n = 1,2,3, \dots$$

где  $i$  – номер моды собственных колебаний. Критерием оценки состояния СК будет являться превышение данным параметром максимально допустимой величины.

Преимуществом данного параметра является то, что существует возможность добиться необходимой чувствительности параметра к дефекту, варьируя набор мод используемых при проведении диагностики.

**Третья глава** «Разработка метода вибрационной диагностики повреждений конструкции из композиционных материалов» посвящена основным видам анализа вибрационных сигналов и областям их применения. В этой главе приведена классификация методов анализа вибрации в частотной и временной областях, а также методов многопараметрического анализа.

В ходе анализа был сделан вывод, что для определения модальных параметров в случае свободных колебаний наиболее эффективным является вейвлет-анализ. Идея вейвлет-анализа состоит в следующем: вейвлет прикладывается к сигналу (делается свертка) при этом его можно растягивать (то есть менять частоту) и передвигать по временной оси (то есть менять время). При этом получается двухмерный массив амплитуд в зависимости от частоты и времени.

Модуль вейвлет-преобразования можно считать трехмерным спектром, где по оси  $X$  - время, по оси  $Y$  - частота, а по оси  $Z$  - амплитуда гармоники с данной частотой в данный момент времени. Обычно на двухмерной плоскости (на экране, на бумаге) ось  $Z$  отображают в виде градаций черного цвета. При этом черный цвет - максимальная амплитуда, а белый - минимальная. Были рассмотрены основные положения непрерывного вейвлет-преобразования (НВП). Следует отметить две основные особенности делающие НВП особенно привлекательным. Во-первых, моды колебаний автоматически разделяются в большинстве случаев при условии, что собственные частоты не слишком близки друг к другу, что позволяет достаточно точно получать значения мгновенной частоты и параметров демпфирования. И во-вторых, главная информация НВП заключается в линиях максимумов и хребтах. Отмечено, что при выборе соответствующих материнских вейвлетов, НВП может служить фильтром для выделения свободных колебаний.

Также в данной главе была предложена методика и приведён пример определения модальных параметров с использованием вейвлет-анализа. В отличие от других подходов в данной работе предлагается на начальной стадии ограничить расчёт НВП вычислением только особых линий, которые получают непосредственной трассировкой. Для этих целей получаем систему однородных дифференциальных уравнений, физическим смыслом интегралов которых являются линии максимумов или хребты.

Для иллюстрации предлагаемого метода проанализируем простой случай линейной системы с двумя степенями свободы и продемонстрируем, каким образом можно получить мгновенные частоты и параметры демпфирования из информации, получаемой благодаря НВП, рассчитываемому только для хребтов.

Проанализируем реакцию на импульсное возмущение системы с двумя степенями свободы, которая может быть записана как:

$$f(t) = \sum_{j=1}^2 A_j(t) \cos \Phi_j(t), \quad (9)$$

где  $A_j(t) = \alpha_j e^{-\zeta_j \omega_j t}$  и  $\Phi_j(t) = \sqrt{1 - \zeta_j^2} \omega_j t + \varphi_j$ ;  $\omega_j$  - собственная частота колебаний;  $\zeta_j$  - коэффициент демпфирования;  $\alpha_j$  - амплитуда при  $t = 0$ ;  $\varphi_j$  - смещение фазы  $j$ -ой моды ( $\alpha_1 = 0,5$ ;  $\alpha_2 = 3,0$ ;  $\zeta_1 = 0,03$ ;  $\zeta_2 = 0,045$ ;  $\omega_1 = 40\pi = 125,66$ ;  $\omega_2 = 156\pi = 490,09$ ;  $\varphi_1 = \varphi_2 = \frac{\pi}{2}$ ). На рисунке (3,а) показан график реакции на импульсное возмущение на интервале времени  $0 \leq t \leq 1$ .

В качестве анализируемого вейвлета для расчёта НВП выбираем первую производную от  $\Psi_1(t) = (-t + i\omega_0) e^{-t^2/2} e^{i\omega_0 t}$  с  $\omega_0 = 5$ . На рисунках (3,b,c) показано два вида модуля НВП из которых видно, что НВП разделяет моды колебаний. Однако предлагаемый метод не нуждается в полном расчёте НВП. Необходимо только выполнить расчёт НВП для фиксированного времени  $b_0$  (рисунок 3,d) и оценить масштабы  $a_1, a_2$  максимальной деформации  $a_1 = 4,159 \times 10^{-2}$ ;  $a_2 = 1,046 \times 10^{-2}$ . Соответствующие частоты  $\omega_j$  и параметры демпфирования  $\zeta_j$  могут быть определены по следующим уравнениям

$$a_j \sqrt{1 - \zeta_j^2} \omega_j = \omega^*, \zeta_j \omega_j = -m_j.$$

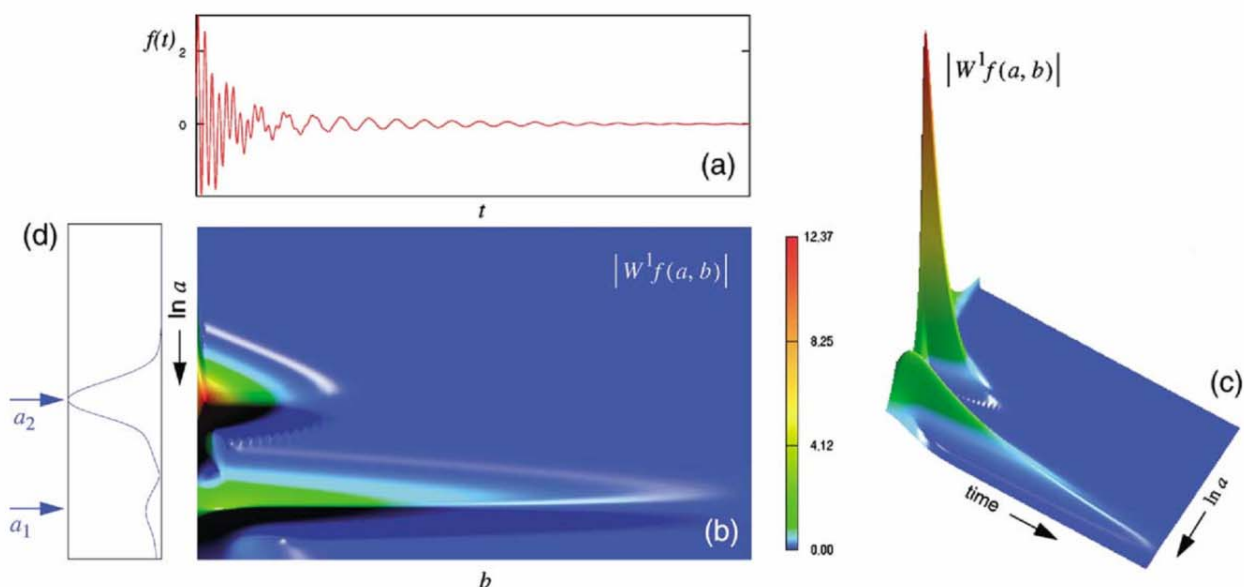


Рисунок 3 – Свободные колебания линейной системы с двумя степенями свободы: (a) график функции  $f(t)$ ; (b,c) модуль вейвлет-преобразования; (d) определение собственных частот колебаний

Угловый коэффициент  $m_j$  получен при помощи линейной аппроксимации графика  $|W^1 f(a_j, b)|$  в логарифмических координатах как функция параметра времени  $b$  вдоль хребта (рисунок 4). В результате расчётов были найдены следующие значения:  $m_1 = -3,76$ ;  $m_2 = -21,34$ , и затем  $\omega_1 = 124,91$ ;  $\omega_2 = 496,88$ ;  $\zeta_1 = 0,0301$ ;  $\zeta_2 = 0,0429$ .

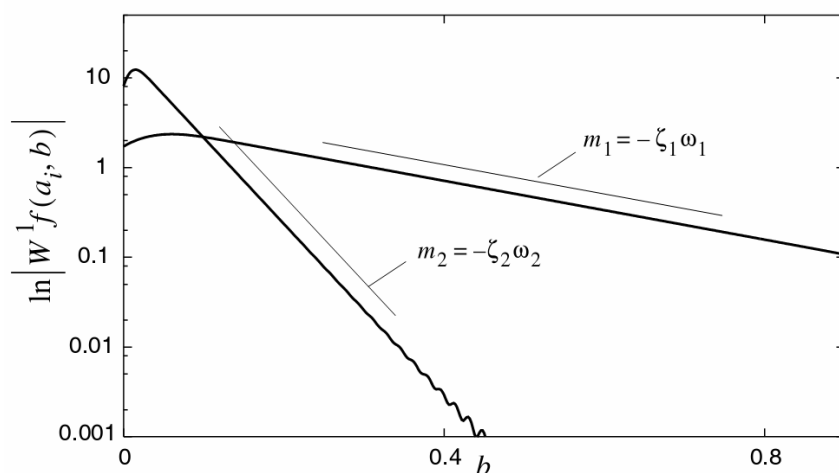


Рисунок 4 – Определение параметров демпфирования при помощи хребтов непрерывного вейвлет-преобразования

Как видно из таблицы 1, предложенный метод определения параметров демпфирования с использованием линий максимумов и хребтов вейвлет-преобразования обладает достаточной точностью.

В заключение данной главы был разработан метод диагностирования повреждений конструкций из композиционных материалов по вибрационным

характеристикам. Алгоритм проведения диагностирования предложенным методом показан на рисунке 5.

Таблица 1 – Оценка точности определения параметров демпфирования с помощью вейвлет-преобразования

Параметр	Действительное значение параметра	Значение, полученное с помощью вейвлет-преобразования	Отклонение, %
$\omega_1, \text{Гц}$	125,66	124,91	0,6
$\omega_2, \text{Гц}$	490,09	496,88	1,39
$\zeta_1$	0,03	0,0301	0,33
$\zeta_2$	0,045	0,0429	4,67

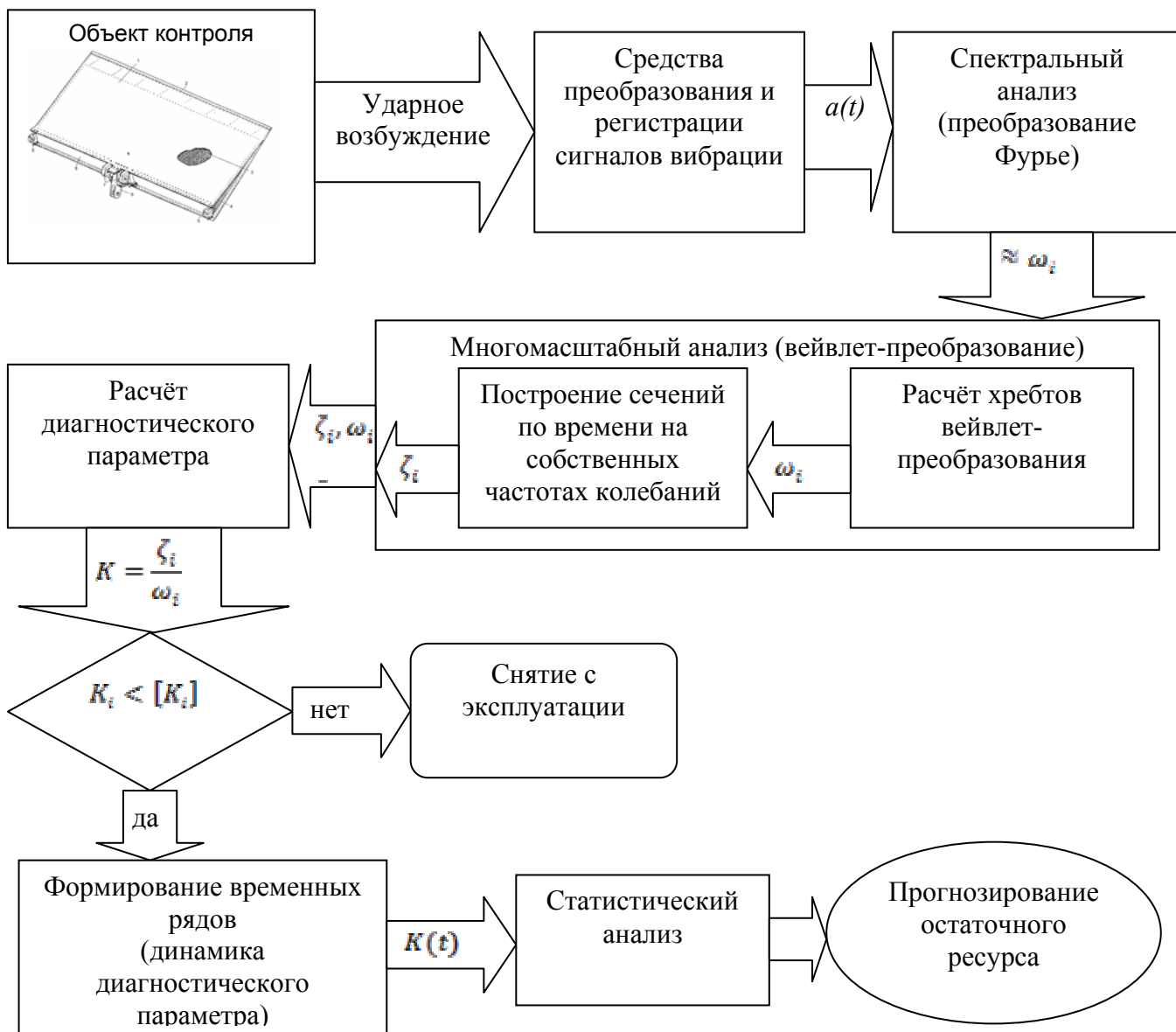


Рисунок 5 – Алгоритм проведения диагностирования сотовых конструкций

Практика контроля технического состояния авиационных конструкций, в том числе выполненных из композиционных материалов, показывает перспективность применения для динамического контроля элементов воздушных судов методов, основанных на анализе тенденции изменения вибрационных характеристик изделий, находящихся в эксплуатации. К таким методам относится метод свободных колебаний.

Известно, что традиционные стендовые механические испытания изделия позволяют выяснить лишь факт выхода его параметров за предельный допуск и не дают информации о предстоящем поведении объекта, особенно в условиях динамических воздействий, когда возможны его отказ и даже неожиданное лавинообразное разрушение конструкции.

Суть предлагаемого метода состоит в том, что в процессе жизненного цикла объекта через определенные интервалы времени имитируются тестовые динамические воздействия в его контрольных точках, позволяющие по откликам конструкции на эти возбуждения судить о наступлении с течением времени предотказного состояния.

Так у СК при действии на них гармонических возбуждений в некотором частотном диапазоне из-за накопления в процессе эксплуатации повреждений (появления зон «непроклея») происходит изменение жёсткостных характеристик конструкции. Кроме того, при этом наблюдается фиксируемый датчиками явный дрейф частот резонансных явлений, что в совокупности с применением вейвлет-преобразования для анализа полученного отклика конструкции позволяет сформировать критерий оценки предотказного состояния объекта и сделать прогноз на период эксплуатации до следующей проверки. В качестве базовых амплитуды и частоты резонанса для оценки технического состояния могут быть успешно использованы расчётные значения или значения, замеренные и сохранённые для каждого устройства перед началом его эксплуатации. Расчётные значения могут быть получены как с применением модели, построенной при помощи теории колебаний, так и конечно-элементной модели.

При этом на основании совокупности информации об объекте ставится задача экстраполировать его поведение в будущем и установить оптимальный момент для проведения очередной проверки технического состояния (ТС) или прекращения эксплуатации данного объекта.

В основу метода положен анализ свободных колебаний возбуждаемых механическим ударом в контрольных точках. При этом средствами преобразования и регистрации производится запись сигнала вибрации. Для исключения случайных погрешностей производится серия измерений. После этого из полученного сигнала при помощи быстрого преобразования Фурье получаем примерные значения собственных частот колебаний. Далее, при помощи непрерывного вейвлет-преобразования производится определение достаточно точных значений модальных параметров на собственных частотах колебаний. По найденным значениям собственных частот колебаний и коэффициентов демпфирования производится расчёт диагностического параметра. После чего полученное значение параметра сравнивается с максимально допустимой величиной для данной конструкции. В случае, если экспериментально полученное значение диагностического параметра превышает максимально допустимую

величину, объект контроля снимается с эксплуатации. При удовлетворении условия безотказной работы выполняется занесение полученного значения диагностического параметра в базу данных для получения динамики его изменения с наработкой. После этого выполняется статистический анализ и определяется наработка изделия до следующей проверки.

**В четвертой главе** «Разработка и экспериментальная отработка методики диагностирования сотовых конструкций» в качестве объекта выбрана внутренняя секция спойлера самолёта Як-42, как пример характерной конструкции с применением сотового заполнителя. Дано краткое описание объекта контроля.

На рисунке 6 показаны габаритные размеры спойлера, а так же места установки датчиков вибрации и место, в котором производилось ударное возбуждение свободных колебаний.

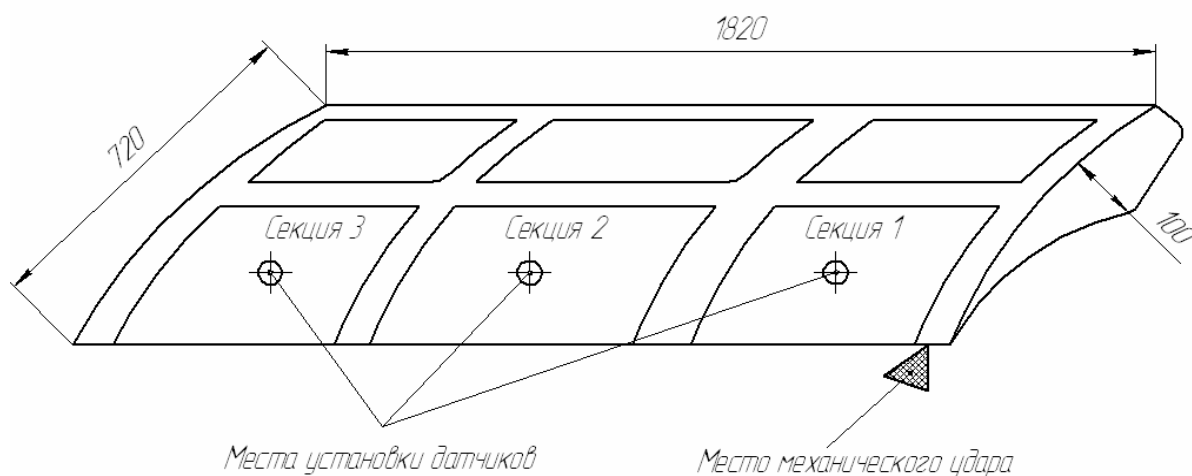


Рисунок 6 – Места установки датчиков вибрации

На базе метода предложенного в главе 3 была разработана методика для проведения экспериментальной оценки стабильности и чувствительности диагностического параметра к максимально допустимой в эксплуатации площади отслоения обшивки спойлера самолёта Як-42.

На начальном этапе оценивалась стабильность диагностического параметра при нетарированной силе ударного возбуждения, а также при измерении вибрации в различных точках конструкции (на разном удалении от точки удара) (рисунок 6).

Для этого была произведена серия из 10 измерений в каждой точке измерения вибрации. При этом спойлер находился на штатных местах крепления ВС в полностью отклонённом состоянии.

При проведении экспериментов регистрировалось виброускорение в диапазоне частот от 0 до 900 Гц с числом отсчётов 8192, длительность выборки 147,5 мс.

На рисунке 7 показан модуль вейвлет-преобразования с изолиниями и линиями хребтов для сигнала, представленного на рисунке 9.

На рисунке 8,а показано характерное сечение модуля вейвлет-преобразования по времени. Здесь чётко видны три частоты собственных колебаний конструкции.

На рисунке 8,б представлено сечение модуля вейвлет-преобразования по частоте на первой форме колебаний (22,54 Гц).



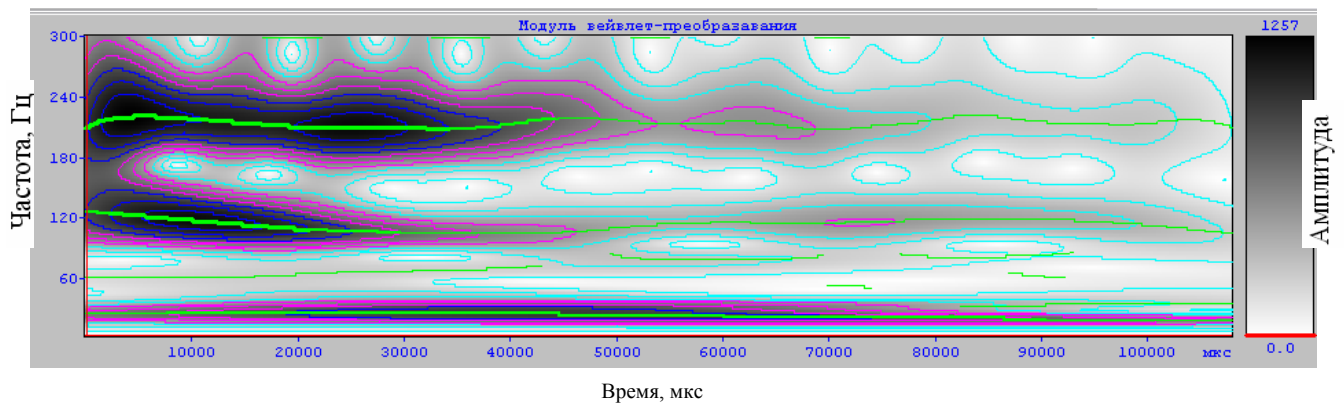


Рисунок 7 – Характерный вид модуля вейвлет-преобразования

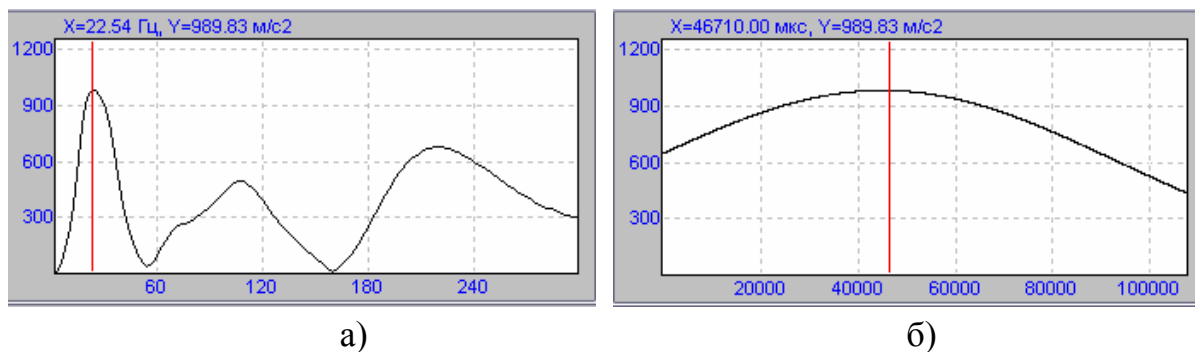


Рисунок 8 - Сечение модуля вейвлет-преобразования  
а) по времени, б) по частоте

Для каждого измерения по методике, предложенной в главе 3, был рассчитан комплексный диагностический параметр и произведена статистическая оценка погрешности относительного среднего значения. На рисунке 9 показано изменение комплексного параметра в серии измерений, при этом первые 10 значений соответствуют измерениям в первой секции, следующие 10 – во второй и последние 10 – в третьей. Также на рисунке 9 обозначено среднее значение диагностического параметра и область  $\pm 5\%$  от среднего значения. По результатам экспериментов максимальное отклонение полученного значения от средней величины составило 4,26%.

Далее на секции 1 имитировалось отслоение обшивки от сотового заполнителя. Проводилась серия из 10 измерений для относительной величины отслоения  $S_{отн}=5\%, 10\%, 15\%, \dots, 35\%$ . Для каждой серии измерений определялось среднее значение диагностического параметра. На рисунке 10 приведена зависимость  $\log_2 K(S_{отн})$ . Из графика видно, что при относительной площади дефекта 8% значение диагностического параметра выходит из области погрешности измерения диагностического параметра, в то время как максимально допустимая в эксплуатации область отслоения составляет 15%.

Экспериментальная отработка методики подтвердила высокую чувствительность метода при диагностировании повреждений сотовых конструкций без съёма объекта контроля с крыла.



Рисунок 9 – Изменение диагностического параметра в серии экспериментов

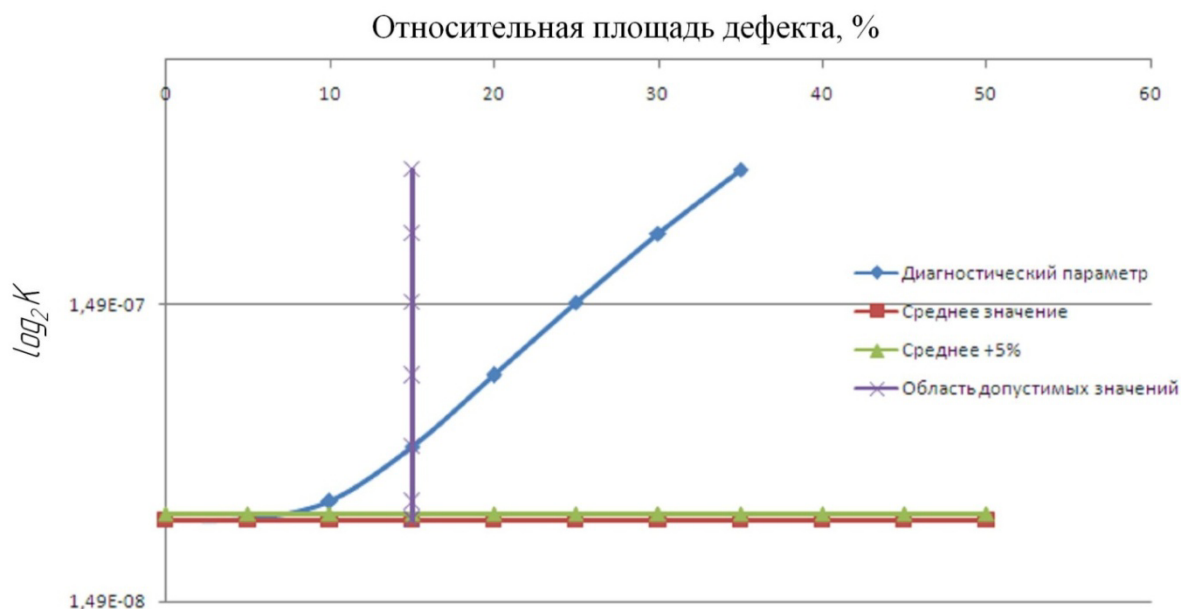


Рисунок 10 – Изменение диагностического параметра с увеличением относительной площади дефекта.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

В ходе проведенного исследования были сделаны следующие выводы и получены результаты:

1. Проведён анализ методов и средств контроля наличия повреждений авиационных сотовых конструкций. Показано, что наибольшие трудности при оперативном техническом обслуживании вызывает выявление дефектов элементов планера из композиционных материалов, в частности, выполненных в виде сотовых конструкций. Средства неразрушающего контроля сотовых конструкций неэффективны для решения задач оперативного диагностирования. Анализ статистики отказов и неисправностей показал, что: с увеличением наработки наблюдается рост количества дефектов СК; большая часть отказов и неисправностей, выявленных при техническом обслуживании планера, относиться

к элементам, выполненным в виде трёхслойной сотовой конструкции; наиболее часто отказы и неисправности возникают из-за плохого качества клеевого соединения элементов сотовых конструкций и нарушения герметичности последних; имеются случаи пропуска дефектов при ТО, следствием чего является разрушение элементов конструкции в полёте.

2. Из анализа существующих моделей сотовых конструкций сделан вывод о том, что в настоящее время практически отсутствуют модели сотовых конструкций, пригодные для оценки технического состояния изделий, находящихся в эксплуатации. Имеющиеся расчётные модели не позволяют получить чётких зависимостей параметров конструкции, позволяющих производить оценку ее состояния. Разработана диагностическая модель сотовых конструкций, позволяющая оценить влияние величины отслоения на модальные параметры.

3. Предложен диагностический параметр и критерий оценки величины отслоения сотовой конструкции.

4. Проанализированы существующие методы обработки сигналов и сделан вывод, что наиболее оптимальным методом анализа свободных колебаний является непрерывное вейвлет-преобразование. Разработана методика определения модальных параметров авиационных конструкций с использованием вейвлет-анализа сигналов вибрации.

5. Предложен метод диагностирования авиационных сотовых конструкций на основе вейвлет-анализа сигналов вибрации.

6. Проведена экспериментальная оценка стабильности диагностического параметра при измерении сигналов вибрации в различных точках конструкции спойлера, а так же чувствительности метода к максимально допустимой величине отслоения.

Разработанный метод находится в опытной апробации в ООО АК «Волга-Днепр», а также используется в учебном процессе при подготовке специалистов по направлению «Эксплуатация и испытания авиационной и ракетно-космической техники». Акты использования прилагаются.

### **Перечень публикаций по теме диссертации**

в изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Тиц, С.Н. Анализ состояния и перспективы развития оперативной диагностики конструкций планера воздушных судов [Текст]/ С.Н. Тиц // Аспирантский вестник Поволжья. – Самара, 2005. №1(9). – С.24-25.

2. Тиц, С.Н. Состояние и проблемы практического применения методов неразрушающего контроля планеров воздушных судов [Текст]/С.Н. Тиц, А.Н. Коптев, Ф.Е. Ляшко// Известия Самарского научного центра РАН. Том 2. – Самара, 2007.- Спец. вып. – С. 164-168.

3. Тиц, С.Н. Разработка математической модели сотовых конструкций летательных аппаратов [Текст] /С.Н. Тиц //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. – Самара, 2008.- Вып. 1(14). – С. 80-91.

4. Тиц, С.Н. Метод выявления дефектов авиационных конструкций основанный на анализе линий максимумов и хребтов непрерывного вейвлет-преобразования [Текст]/С.Н. Тиц, А.Н. Коптев, Ю.В. Киселёв//Авиационная промышленность. – Москва, 2009.- №6. – С.326-335.

в других изданиях:

5. Тиц, С.Н. Состояние теории и практики оперативной диагностики конструкций летательных аппаратов [Текст]/С.Н. Тиц//Вестник СФ МГУП. – М., 2004.- Вып. 3. – С.50-59.
6. Тиц, С.Н. Формирование требований к современному методу неразрушающего контроля используемого при дефектации сотовых конструкций планера АН-124 «Руслан» [Текст]/С.Н. Тиц//Вестник СФ МГУП. – М., 2004.- Вып. 4. – С.79-84.
7. Тиц, С.Н. Количественный анализ эксплуатационной надёжности планера самолёта Ан-124 «Руслан»[Текст]/С.Н. Тиц// Вестник СФ МГУП. – М., 2004. Вып. 5. – С.85-94.
8. Тиц, С.Н. Обзор современных аппаратных средств неразрушающего контроля используемых при дефектации сотовых конструкций [Текст]/С.Н. Тиц// Вестник СФ МГУП. – М., 2005.- Вып.6 . – С.48-61.
9. Тиц, С.Н. Анализ методов и средств неразрушающего контроля используемых при дефектации сотовых конструкций планера самолёта АН-124 «Руслан» [Текст]/С.Н. Тиц//Сб. тр. XII Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов.- Самара, СГАУ. – 2006.– С.398-404.
10. Тиц, С.Н. Анализ эксплуатационной надёжности планера самолёта Ан-124 «Руслан» [Текст]/С.Н. Тиц//Сб. тр. XII Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов.- Самара, СГАУ. – 2006.– С.405-406.
11. Тиц, С.Н. Проблемы выявления дефектов сотовых конструкций при оперативном техническом обслуживании воздушных судов [Текст]/С.Н. Тиц//Сб. тр. IV научно-практической конференции молодых учёных и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности», ОАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой»». – 2007.– С.1365-1370.
12. Тиц, С.Н. Теория и методы неразрушающего контроля, применяемые для контроля конструкций летательных аппаратов в условиях эксплуатации [Текст]/С.Н. Тиц//Сб. тр. XIII Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов.- Самара, СГАУ. – 2007.– С.276-280.
13. Говердовский, С.А. Энтропийная оценка информативности систем контроля и диагностики авиационной техники [Текст] / С.А. Говердовский, Д.Ю. Киселев, Ю.В. Киселев, С.Н. Тиц // Сборник статей семинара по неразрушающим методам контроля «Совершенствование технологических процессов технического обслуживания». - Самара: СГАУ, 2009. – С. 78-89.
14. Тиц, С.Н. Экспериментальное исследование влияния повреждений на вибрационные характеристики сотовых конструкций [Текст]/С.Н. Тиц, А.Н. Коптев, Ю.В. Киселёв, Р.И. Манчук//Материалы докладов Междунар. научн.- техн. конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения».- Самара, СГАУ, 2009.– С.456-462.