На правах рукописи

Денис Алексеевич Нестерук

ТЕПЛОВИЗИОННЫЙ КОНТРОЛЬ ВОДЫ В АВИАЦИОННЫХ СОТОВЫХ ПАНЕЛЯХ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ

Специальность 05.11.13

Приборы и методы контроля природной среды,

веществ, материалов и изделий

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Томск - 2005

Работа выполнена в Федеральном государственном научном учреждении
«Научно-исследовательский институт интроскопии»
Томского политехнического университета

Научный руководитель:	доктор технических наук, профессор Вавилов Владимир Платонович
Официальные оппоненты:	доктор технических наук, профессор Воробьев Владимир Александрович
	кандидат технических наук, доцент Захаренко Владимир Андреевич
Ведущая организация:	МНПО «Спектр», г. Москва

Защита диссертации состоится 4 октября 2005 г. в 15.00 ч. на заседании диссертационного совета Д212.269.09 при Томском политехническом университете по адресу: 634028, г. Томск, ул. Савиных, 7, библиотека НИИ Интроскопии.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке Томского политехнического университета.

Автореферат разослан «____» _____ 2005 г.

Ученый секретарь
диссертационного Совета Б.Б. Винокуров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В российском и зарубежном авиастроении и космической технике продолжает развиваться тенденция замены конструкций и изделий из металлов на композиционные. Практически уже происходит смена поколений композиционных материалов, что связано с разработкой новых технологий их изготовления и соединения. Так, в российском ракетостроении уже в 1970-е годы начали широко применяться стеклопластиковые материалы, изготавливаемые методом намотки. Для этих материалов были характерны макродефекты в виде расслоений между отдельными слоями намотки стеклопластиковой ткани. На смену стеклопластикам пришли углепластики, демонстрирующие отличное соотношение прочности и массы вплоть до температуры +120°C. Например, французский истребитель Mirage использует большое количество панелей, выполненных из углепластика. Для данного композиционного материала также характерны дефекты, не типичные для металлов, а именно, ударные повреждения (растрескивания композита вдоль углеродных волокон), а также обширные расслоения. К новому поколению неметаллических конструкционных материалов относятся углерод-углеродные композиты, обладающие повышенной температурой деструкции. Из данного материала спроектированы наиболее ответственные части обшивки нового американского космического мини-челнока X-33. Наряду со сплошными материалами, в авиационной промышленности начали широко применять сотовые изделия, представляющие собой две обшивки, между которыми находится ячеистая сотовая структура. Ячейки сот изготавливают либо из алюминия, либо из специальной бумаги, имеющей в англоязычной литературе название Nomex. Номенклатура материалов обшивок сот более разнообразна и включает алюминий, стекло-, боро- и углепластики. В авиастроении и космической технике также применяют соты, выполненные целиком из металлов (алюминия и титана).

Общей чертой описанных выше новых материалов является то, что для них характерны специфические дефекты, которые образуются в процессе производства и эксплуатации. Можно утверждать, что разработчики данных материалов и изделий из них, в частности, в российском авиастроении столкнулись с необходимостью разрабатывать способы (методы) неразрушающего контроля (НК), которые в определенной степени не могут считаться традиционными.

Настоящая диссертационная работа посвящена разработке способа теплового контроля (ТК) воды в авиационных сотовых панелях, как специфического вида дефектов, появляющегося в процессе эксплуатации самолетов типа Ил-96, Ту-204, Ан-124 «Руслан». Постановка настоящих исследований восходит к концу XX-го века, когда первые годы эксплуатации вышеуказанных самолетов продемонстрировали неприятный эффект накопления воды в панелях фюзеляжа, элеронов, закрылков и рулей высоты. Следует заметить, что в последние годы в России уже имели место несколько инцидентов, связанных с локальным разрушением сотовых панелей в воздухе, в результате чего была поставлена задача разработки способа НК воды в самолетных панелях.

В России специалистами ГосНИИ ГА (Н.Т. Азаровым и Ю.А. Миколайчуком) был предложен метод и аппаратура ультразвукового (УЗ) контроля воды в регулярно расположенных отдельных точках самолетных панелей. Основным преимуществом данного метода является возможность количественной оценки массы воды в отдельных сотах путем измерения высоты водяного столбика. Предельная чувствительность УЗ метода составляет 2 мм по высоте столбика воды (наилучший результат – до 0.5 мм). Основными недостатками метода являются: 1) низкая производительность, 2) слабый уровень автоматизации, 3) необходимость использования иммерсионной жидкости и, как следствие, невозможность работы на вертикально-ориентированных поверхностях, например, рулях направления и некоторых секциях фюзеляжа, а также чисто эргономические трудности контроля при отрицательных температурах.

В руководящих технических материалах, используемых в авиастроении (РТМ 1.2.167-2000 «Неразрушающий контроль сотовых панелей летательных аппаратов в условиях ремонта авиационной техники радиационным и тепловизионными методами», 2000), наряду с ТК, описанным ниже, регламентируется радиационный метод. Однако его применение, как правило, возможно лишь на заводах-изготовителях и в некоторых случаях при ремонте. В большинстве случаев обследований на стоянках и в ангаре применение радиационного метода затруднительно в силу требований техники безопасности, и, как следствие, обструкции со стороны персонала авиационно-технических баз (АТБ).

Исследования последних лет, проведенные в Томском НИИ интроскопии в сотрудничестве со специалистами ГосНИИ гражданской авиации (ГА), НИИ ремонта авиационной техники МО РФ и АТБ аэропортов Шереметьево (г. Москва) и Толмачево (г. Новосибирск), показали, что при обнаружении воды в сотовых панелях реализуются такие *скрининговые* характеристики теплового (тепловизионного, инфракрасного (ИК) термографического) метода контроля как дистанционность, высокий уровень автоматизации и документирования, а также высокая производительность обследований. Тепловой метод описан в документах по эксплуатации некоторых типов самолетов фирм Boeing и Airbus Industry. Следует подчеркнуть, что в данных документах регламентирован *активный* способ испытаний путем нагрева самолетных панелей непосредственно на самолете с помощью так называемого «теплового одеяла», либо в условиях ангара на снятых с самолетов панелях. Детали процедур контроля составляют *ноу хау* указанных фирм.

Настоящим диссертационным исследования предшествовала разработка активного способа ТК при нагреве оптическими источниками (кандидатская диссертация А.Г. Климова защищена в 2002 г., научный руководитель В.П. Вавилов).

Актуальность настоящих диссертационных исследований обусловлена: 1) расширяющимся применением сотовых конструкций в отечественных самолетах нового поколения; 2) экспериментально установленным фактом накопления воды в сотовых панелях, что квалифицируется как опасный эксплуатационный дефект; 3) необходимостью разработки пассивного способа ТК, который не связан с использованием на стоянках мощных нагревателей; 4) целесообразностью разработки способа приближенной оценки массы воды по результатам тепловизионных измерений.

Разработанная тема выполнялась по 2-м грантам Минобразования РФ: 1) «Методика и программное обеспечение тепловизионной диагностики воды в сотовых панелях самолетов в процессе эксплуатации» (приказ Министерства образования Российской Федерации от 12 мая 2003 г. №2056); 2) «Программное обеспечение теплового контроля дефектов в композиционных материалах и изделиях, используемых в авиакосмической технике» (приказ Федерального агентства по образованию от 5 августа 2004 г. № 2013).

Целью диссертационной работы является разработка метода пассивного ТК воды в авиационных сотовых конструкциях при одностороннем доступе с элементами тепловой дефектометрии.

Методы исследований. Для моделирования поставленных задач использовались методы теории теплопередачи, для численного решения уравнения теплопроводности использовался метод формальной замены производных конечно-разностными отношениями с использованием явной схемы. При расчетах, моделировании и программировании применялся математический пакет MatLab и среда программирования Borland C++ Builder.

Научная новизна:

- Предложена одномерная математическая модель обнаружения воды в авиационных сотовых конструкциях, основанная на решении задачи нагрева в среде многослойной пластины, в слоях которой возможны фазовые переходы с движущимися границами, в частности, таяние льда. Модель реализует различные варианты нагрева сотовых конструкций, в том числе, нагрев в среде с температурой, изменяющейся согласно графику посадки самолетов. Определены границы применимости одномерной модели в зависимости от материала сотовой конструкции, в частности, для композиционных сот размер дефектных зон должен быть не менее 30х30 мм.
- Разработан алгоритм численного решения задачи ТК воды в сотовых конструкциях с фазовым переходом, реализованный в программе Multilayer-1D и позволяющий оптимизировать время проведения ТК в зависимости от материала сот, массы воды, метеорологических условий и графика посадки самолета. Погрешность расчетов с помощью программы MultiLayer-1D не превышает 2...3% в предельных случаях по сравнению с известными моделями. В рамках предложенной модели исследовано влияние теплофизических и геометрических параметров сотовых конструкций, а также высоты столбика воды, на информативные параметры ТК. Результаты теоретического анализа совпали с данными экспериментальных исследований на уровне 15% по температуре и 7% – по времени регистрации температурных сигналов.
- Установлено, что фазовое превращение лед-вода приводит к появлению характерного «плато» во временно́м развитии поверхностной температуры панелей самолетов, причем его продолжительность составляет от нескольких минут до нескольких часов в зависимости от массы воды и материала сот. Рекомендовано производить диагностику сотовых панелей в течение указанного периода времени, когда температура бездефектных панелей близка к температуре окружающей среды, а температура в дефектных зонах близка к температуре таяния льда.
- Предложено два способа оценки массы воды в сотовых конструкциях, основанных на определении длительности температурного «плато» в развитии поверхностной температуры, а также на оценке площади, занимаемой зонами с водой.

Практическая ценность:

- Разработана методика пассивного ТК воды в авиационных сотовых конструкциях.
- Выполнены обследования нескольких самолетов российских авиакомпаний «Сибирь» и «Домодедовские авиалинии», в результате чего обнаружены потенциально опасные зоны скопления воды в сотовых панелях элеронов, закрылков, фюзеляжа, рулей направления и высоты.
- Предложено улучшать выявляемость зон скопления воды в авиационных сотовых панелях путем маломощного нагрева панелей потоком горячего воздуха, производимого, например, установкой МП-350, которая штатно используется на самолетных стоянках для очистки поверхности самолетов от льда и подогрева салона.
- Предложено использовать тепловизионный контроль в качестве скринингового метода в сочетании с УЗ методом НК.
- Результаты диссертационных исследований использованы в Томском политехническом университете при разработке методических материалов по курсу «Тепловой контроль и диагностика», включая 5 лабораторных работ.

Достоверность результатов обеспечивается соответствием базовым научным положениям, применением корректной математической модели, использованием в экспериментальных исследованиях сертифицированной тепловизионной аппаратуры, удовлетворительным совпадением теоретических и экспериментальных результатов.

Положения, выносимые на защиту:

- Пассивный ТК воды в сотовых конструкциях не предусматривает наличия дополнительного источника тепловой стимуляции, тем не менее, в нем также использован нестационарный режим нагрева, который возникает после посадки самолета. Экспериментальные исследования показали, что температурные «отпечатки» скрытой воды на наружных поверхностях сохраняются в течение бóльшего промежутка времени, нежели это предсказывает классическая теория ТК, учитывающая механизм чистой теплопроводности. Модель ТК воды в сотах должна быть модифицирована с учетом феномена фазового превращения льда в воду.
- Наличие фазового перехода лед-вода позволяет оптимизировать процедуру тепловизионного контроля с учетом типа сотовой панели, массы воды и метеорологических условий. Для сотовых конструкций из композиционных материалов оптимальный период ТК составляет до нескольких часов после посадки самолета, в то время как алюминиевые сотовые панели следует контролировать в течение приблизительно одного часа после посадки.
- Существенное различие в теплоемкости воды и конструкционных материалов позволяет использовать динамические параметры изменения температурного поля для приближенной оценки массы воды.
- Методика пассивного ТК воды в сотах включает оптимизацию времени проведения испытаний на основе численного решения задачи нагрева сотовой конструкции (разработанная автором программа Multilayer-1D), а также обработку панорамных инфракрасных термограмм с помощью разработанной программы Visual Matrix 1.1.

Апробация работы и публикации. Результаты диссертационных исследований опубликованы в 14-ти печатных работах, обсуждались на 5-ти международных конференциях: «Thermosense» (2003, США), «Quantitative infrared thermography – QIRT» (2004, Бельгия), “Modern techniques and technology” (2004, Томск), 7-й Международной практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых (2003, Томск), 10-й Международной практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых (2005, Томск), оформлены в виде методики, переданной в ГосНИИ ГА, и используются авиационно-техническими базами (АТБ) аэропортов «Домодедово» и «Толмачево».

Структура работы. Диссертация состоит из введения, 4 глав, 2 приложений, изложенных на 158 страницах машинописного текста, содержит 91 рисунок и 6 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность рассматриваемой в диссертационной работе проблемы, определены цель и задачи исследования, выделены основные положения, отражающие новизну и практическую значимость работы.

Глава 1 содержит обзор истории и современного состояния ТК, преимущественно с точки зрения его применения дл контроля материалов и изделий, используемых в авиакосмической технике.

Благодаря оптимальному сочетанию конструкционных, теплофизических и специальных свойств, в частности, прочности и жесткости, полимерно-композиционные материалы (ПКМ) в большом объеме применяются в конструкциях летательных аппаратов (ЛА). Например, в конструкции планера и в интерьере внедряемого в настоящее время российскими авиакомпаниями самолета Ту-204 объем применения ПКМ составляет 14% от общей массы, а в перспективных пассажирских аэробусах эта величина достигнет 25%. Следует заметить, что в конструкциях вертолетов объем применения ПКМ (угле-, стекло- и органопластики) и гибридных материалов существенно выше, чем в самолетных конструкциях, и в изделиях последних модификаций достигает 60% от массы.

Использование ПКМ на основе углеволокна – одно из эффективных средств снижения массы конструкции. Совершенствование прочностных, деформационных, теплофизических характеристик углепластиков и повышение их теплостойкости даст возможность использовать их не только в слабо- и средненагруженных конструкциях пассажирских самолетов (интерьере, средствах механизации крыльев, зализах, обшивке сотовых панелей), но и в перспективе, по аналогии с военными самолетами, в высоконагруженных деталях типа крыльев, вертикальных рулей и т.п.

Применение ПКМ в конструкциях несущих винтов, лонжеронов, обшивки и нервюр хвостовых секций, обшивок сотовых панелей руля, киля, стабилизатора, топливных баков, антенных обтекателей обеспечивает снижение веса на 30%, увеличение ресурса в 2–4 раза, а также существенное повышение «боевой живучести» военных летательных аппаратов. Эффективным является также применение ПКМ для изготовления лопастей вентиляторов для двигателей самолетов Ан-70, Ил-114, Ан-140, Ан-38. Благодаря снижению массы лопастей (по сравнению с алюминиевым сплавом на 66%) обеспечивается высокая тяга на старте, сокращение разбега при взлете и посадке, снижение в 2-3 раза шума и вибрации, расхода топлива на 25% и повышение КПД до 0.85…0.88.

В настоящей диссертационной работе исследуются сотовые конструкции, основными преимуществами которых являются высокая жесткость и большая удельная прочность. Авиационные сотовые панели представляют собой две обшивки, между которыми находится ячеистая сотовая структура, которая состоит из соединенных профилированных листов, образующих замкнутые ячейки квадратной или шестигранной формы. В конструкциях с несущими слоями из алюминиевого сплава материалом заполнителя обычно служит алюминиевая фольга (или бумага типа Nomex), соединяемая с несущими слоями при помощи клея. Толщина обшивки из дюралюминиевых листов составляет 0,5-1,5 мм, типичная толщина самих сот из алюминиевой фольги сот – 0,1 мм. Такие конструкции использованы в российских самолетах последнего поколения Ил-76, Ил-86 и др., а также в европейских аэробусах А-310 (Airbus Industry). Сотовые конструкции, выполненные из ПКМ, применяют на российских самолетах Ан-72, Ил-96, Ту-204, вертолетах Ка-50. В конструкции фюзеляжа и крыльев самолетов Ту-204 и Ил-96 сотовые конструкции из ПКМ составляют 30% от общей площади фюзеляжа и крыла.

Сотовые конструкции самолета Ту-204 выполнены из ПКМ двух типов: 1) «органит» (обшивка) и бумажных сот, из которых выполнены сотовые клинья рулей высоты, руля направления и панели «зализов» крыла-фюзеляжа в районе отсеков для основных стоек шасси самолета; 2) ПКМ типа углепластика, который используется при изготовлении закрылков, элеронов, тормозных щитков и интерцепторов самолета.

Серьезным дефектом сотовых панелей является отслоение обшивки от сотового заполнителя (Рис. 1). Причинами появления этого вида дефекта являются следующие:

- брак, допущенный при изготовлении, т.е. плохие адгезионные свойства клея или непроклей поверхностей;
- наличие воды в сотовой конструкции;
- отслоения, вызванные механическими воздействиями (ударами) на панель, данный тип дефекта может возникать, например, при хождении обслуживающего персонала по поверхности панелей.

Рис. 1. Отрыв обшивки сотовой панели из-за плохих сцепных свойств клея

Отсутствие контроля конструкций из композиционных материалов привело в 2001 г. в США к катастрофе аэробуса А-300, на котором в процессе взлета оторвался киль, полностью изготовленный из ПКМ. Полагают, что основной причиной катастрофы было "старение" композиционных материалов и потеря им прочностных свойств. Методов надежного НК данного вида дефектов в эксплуатационный период нет и до настоящего времени.

При эксплуатации отечественного самолета ТУ-204 также имели место инциденты, связанные с выходом из строя рулей высоты, изготовленных из ПКМ. Причиной выхода из строя рулей высоты являлся отрыв обшивки сотовой панели при посадке самолета.

В настоящее время практически все методы контроля состояния сотовых панелей направлены на обнаружение отслоений, которые, как отмечено выше, являются следствием наличия воды в сотовом заполнителе или в самой обшивке сотовой панели. К данным методам относятся визуально-оптический, УЗ, радиационный, тепловой и метод простукивания.

Визуально-оптический метод. Наибольшее количество карт контроля сотовых панелей относится к визуально-оптическому методу – самому простому и оперативному. Этим методом выявляются только видимые глазом дефекты, что в ряде случаев является достаточным.

Метод простукивания. Данный метод позволяет по звуку определять места отслоения панелей сотовых конструкций. В данном методе оператор, используя специальный молоток, аккуратно простукивает сотовые панели и по звуку находит места с отслоениями.

Радиационный метод. Применение радиационного метода ограничивается лабораторными условиями, что связано со специфическими требованиями безопасности. Наилучшие результаты достигают использованием радиационного метода (радиографии или рентгенотелевидения). Недостатками этого метода являются: 1) невозможность одностороннего контроля; 2) неприятие радиационного метода гражданскими авиакомпаниями (диагностические и ремонтные работы проводят в ангаре сразу на нескольких самолетах с использованием многочисленного персонала); 3) в случае радиографии расход пленки весьма велик и стоимость диагностики высока; 4) в случае «сэндвичевых» панелей при двухстороннем радиационном контроле невозможно определить, в каком слое находится вода.

УЗ метод. В российских аэропортах применяется УЗ метод, предложенный в ГосНИИ ГА и ряде КБ. При обнаружении отслоений сотовых панелей используются малогабаритные импедансные дефектоскопы ИД-91М и ДАМИ-С. Для прямого обнаружения зон с водой в сотовых панелях используется УЗ установка УКВС-1, разработанная в ГосНИИ ГА.

Тепловой метод контроля. В данной работе рассматривается возможность применения ИК метода ТК, или ИК термографии, для обнаружения зон с водой в сотовых панелях самолетов. Тепловой метод использует разность температур дефектной и

бездефектной зон объекта при воздействии на него тепловой энергии. Появление на рынке современных измерительных тепловизоров, характеризующихся малой массой, неохлаждаемыми приемниками излучения и высокой чувствительностью, делает применение ТК привлекательным с точки зрения практики. Данный метод характеризуется большой оперативностью и способностью обследовать достаточно большие площади за непродолжительное время. Вода в сотовых панелях в силу своей высокой теплоемкости может создавать значительные температурные сигналы на поверхности сотовых панелей, что является важной предпосылкой к разработке и внедрению метода.

За рубежом соответствующие нормативы, регламентирующие применение ТК для обнаружения воды в сотовых панелях, приняты в компаниях Boeing и Airbus Industry. В обоих случаях речь идет об активном ТК, поскольку процедура диагностики предусматривает нагрев обследуемой панели либо непосредственно на самолете, в частности, с помощью так называемого контактного «теплового одеяла» (методика фирмы Airbus Industry), либо в условиях ангара, если панель можно снять с самолета (методика фирмы Boeing). Методики пассивного ТК в мировой практике отсутствуют.

На основе обзора состояния тепловидения, приведенного в Главе 1, сделан вывод о пригодности современных коммерческих тепловизоров для диагностики самолетов в пассивном режиме.

Преимуществами теплового метода являются:

- высокая производительность осмотров, в пассивном режиме ТК эквивалентен визуальному осмотру, производимому с большого расстояния; крупногабаритные объекты испытаний, такие как самолеты, котлы, здания, осматриваются в течении нескольких часов; в активном режиме производительность контроля зависит от эффективности нагревателя, но в любом случае она выше, чем при использовании большинства других методов НК;
- ТК может использоваться как скрининговый метод, т.е. в комбинации с другими методами испытаний; в этом случае с помощью тепловизора локализуют зоны с дефектами (т.е. получают качественную информацию), а использование других методов позволяет получить количественную оценку дефектов;
- бесконтактный характер метода; данный метод может применяться к любым материалам и практически не требует каких-либо операций по подготовке поверхностей, за исключение некоторых случаев (необходимо нанесение черной краски на поверхность некоторых металлов, например алюминия); теоретически, все виды поверхностных и подповерхностных дефектов создают температурные сигналы, что делает ТК менее чувствительным к физической природе дефектов, чем большинство других методов НК;
- возможность анализа быстрых температурных процессов, что позволяет получать информацию о характеристиках тонких или высокотеплопроводных материалов;
- ИК термография рассматривается как метод, поставляющий преимущественно качественную информацию, однако последние достижения в обработке данных позволяют получать и количественную информацию о дефектах.

Недостатками метода являются следующие:

- на температурные сигналы от дефектов накладывается специфический шум, обусловленный случайными изменениями оптических свойств поверхности образца и неоднородностью структуры материала; вследствие этого, практически невозможно использование паспортного температурного разрешения современных тепловизоров, которое достигает 10 мК, что в принципе позволило бы обнаруживать весьма малые дефекты; снижение уровня шумов представляет достаточно сложную задачу развитой обработки сигналов;

- зависимость температурных сигналов от размера дефекта; в частности, при одностороннем ТК глубина дефекта является одним из факторов, ограничивающих чувствительность метода;
- подповерхностные дефекты дают сглаженные температурные отпечатки, что ставит задачу определения истинной формы дефекта.

В Главе 1 также описаны основные физические процедуры активного и пассивного ТК, а также алгоритмы цифровой обработки результатов ТК, включая: 1) способы раннего и оптимального наблюдения; 2) тепловую томографию; 3) полиномиальную аппроксимацию; 4) импульсную фазовую термографию; 5) метод анализа главных компонент; 6) нейронные сети и др. Упомянуто, что теоретической основой метода являются решения задач теплопроводности для тел со скрытыми дефектами.

В отличие от классического активного ТК материалов, где применяют в качестве информативного параметра применяют безразмерный температурный контраст, в задачах пассивного ТК рекомендовано использовать дифференциальный температурный сигнал $\Delta T(\tau)$ (T –температура; τ –время), причем параметром оптимизации процедур испытаний является отношение сигнал/шум в виде $S(\tau) = \Delta T(\tau) / \sqrt{\bar{\sigma}(\tau)^2}$, где $\sigma(\tau)$–стандартное отклонение температурного шума.

Глава 2 посвящена математическому моделированию задачи ТК воды в сотовых конструкциях. Приведен краткий обзор типичных краевых условий и численных методов решения задач теплопроводности.

Типичная сотовая панель включает шестигранные ячейки размером 8 мм, выполненные из алюминиевой фольги толщиной 0.1 мм. Толщина обшивки из дюралюминиевого листа или ПКМ составляет от 0.5 до 1.5 мм. Высота ячейки может изменяться от 5 до 50 и более мм. Сотовая структура крепится к внешней обшивке при помощи полимерного клея, толщина которого достигает 0,4 мм. Модель сотовой панели с шестигранными ячейками (сотами) и единичной ячейки представлен на Рис. 2.

При моделировании тепловых процессов внутри дефектной сотовой панели учитывались следующие факторы:

- многослойность панели (алгоритм должен быть независим от числа и ТФХ слоев);
- наличие фазовых переходов внутри слоев; внутри некоторых слоев могут происходить фазовые переходы, которые приводят к выделению или поглощению дополнительной теплоты, а также к изменению ТФХ этого слоя;
- наличие граничных условий 2-го (использование подогрева) и 3-го (пассивный способ контроля) рода при взаимодействии поверхности сотовой панели с окружающей средой;
- сложная конфигурация ячеек сотовой панели;
- наличие воды в группе близкорасположенных ячеек;
- трудоемкость алгоритмов численного расчета тепловых полей с учетом фазовых переходов; в использованных литературных источниках приводятся примеры моделирования только для одномерных и двумерных моделей, причем для тел простой формы.

Рис. 2. Модель сотовой панели и единичной ячейки

Учитывая вышеперечисленные факторы, для моделирования принята одномерная многослойная модель сотовой панели, представленная на Рис. 3. Данная модель не учитывает наличия стенок сот внутри панели. Ее принципиальное отличие от модели, использованной в диссертации А.Г. Климова, состоит в том, что рассматриваемая многослойная структура включает движущиеся границы слоев, на которых имеют место фазовые переходы (заметим, что движущаяся граница может появляться не только внутри структуры, но и на поверхности (случай наружной корки льда).

Рис. 3. Одномерная модель сотовой панели

Математическая формулировка задачи математической модели, анализируемой в диссертационной работе, имеет вид:

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x} \ , \tag{1}$$

$$-\lambda_i \frac{\partial T(x_b)}{\partial x} = \alpha (T_{amb} - T(x_b)) \ , \tag{2}$$

$$\lambda_i \frac{\partial T_i(x_b)}{\partial x} = \lambda_j \frac{\partial T_j(x_b)}{\partial x} \ , \quad T_i(x_b) = T_j(x_b) \tag{3}$$

$$-\lambda_i \frac{\partial T_i(x_b)}{\partial x} + \lambda_j \frac{\partial T_j(x_b)}{\partial x} = \rho q W(x_b)$$
$$T_i(x_b) = T_j(x_b) = T_{melt} \quad , \tag{4}$$

$$\alpha(T_{amb} - T_i(x_b)) + \lambda_i \frac{\partial T(x_b)}{\partial x} = \rho q W(x_b)$$
$$T(x_b) = T_{melt} \quad . \tag{5}$$

Уравнение (1) является нестационарным уравнением теплопроводности в декартовых координатах для каждой из фаз системы; уравнение (2) – аналитическое выражение граничных условий 3-го рода для неподвижных границ; (3) – условие непрерывности тепловых потоков на неподвижных границах; (4) – условие непрерывности тепловых потоков для подвижных границ; уравнение (5) – граничные условия 3-го рода для внешних подвижных границ; $W(x)$ – скорость движения границы фазового перехода; c – удельная теплоемкость материала *i*-го слоя; ρ – плотность, λ_i – теплопроводность материала *i*-го слоя; q – удельная теплота фазовых превращений; α – коэффициент теплообмена на поверхности объекта; T_{amb} – температура окружающей среды; x_b – координата движущейся границы слоя, на которой происходят фазовые превращения; T_{melt} – температура фазовых превращений (таяния льда).

В Главе 2 получены следующие разностные выражения для задачи теплопроводности в многослойной структуре со слоями с фазовыми переходами и со слоями без фазовых переходов:

$$T_k^{n+1} = T_k^n + m(T_{k-1}^n - 2T_k^n + T_{k+1}^n)$$
$$m = \frac{al}{h^2} \le \frac{1}{2} \quad , \tag{6}$$

$$T_0^{n+1} = \frac{T_{amb} + bT_1^{n+1}}{1+b},$$
$$b = \frac{L}{h\alpha} \tag{7}$$

$$T_k^{n+1} = \frac{cT_{k+1}^{n+1} + bT_{k-1}^{n+1}}{c+b}$$
$$b = \frac{L_1}{h_1}, \qquad c = \frac{L_2}{h_2} \tag{8}$$

$$z = z + \frac{l}{\rho q}\left(L_1 \frac{(T_{bd}^n - T_{melt})}{z - bd*h} - L_2 \frac{(T_{melt} - T_{bd+1}^n)}{(bd+1)*h - z}\right) \tag{9}$$

$$T_{bd}^{n+1} = \frac{T_{bd}^n + T_{melt}*h*c + T_{bd+1}^{n+1}*b*c}{1 + h*c + b*c}$$
$$b = z - bd*h, \qquad c = \frac{2*A_1*l}{b*h(b+h)} \tag{10}$$

$$T_{bd+1}^{n+1} = \frac{T_{bd+1}^n + T_{melt}*h*c + T_{bd+2}^{n+1}*b*c}{1 + h*c + b*c}$$
$$b = (bd+1)*h - z, \qquad c = \frac{2*A_2*l}{b*h(b+h)} \tag{11}$$

$$T_{bd}^{n+1} = \frac{T_{bd}^{n} + cT_{bd-1}^{n} + cT_{melt}(1-b)}{1-c(b-2)}, \qquad T_{bd+1}^{n+1} = T_{melt}(1-b) + bT_{bd}^{n+1}$$
$$b = \frac{z-(bd+1)*h}{z-bd*h}, \qquad c = \frac{A_1 * l}{h^2} \tag{12}$$

Уравнение (6) предназначено для вычисления температуры в узлах внутри фаз, исключая граничные узлы. Уравнение (7) позволяют определить температуры на внешних границах, причем h – расстояние между узлами T_0^n и T_1^n. Уравнение (8) используют для вычисления температуры на неподвижных границах между фазами. Уравнение (9) – для вычисления нового местоположения границы фазового перехода на временном слое $(n+1)$. Уравнение (10) позволяет вычислить температуры в узле bd (граница фазового перехода находится между узлами bd и $(bd+1)$, причем на новом временном слое граница не должна переходить через узел $(bd+1)$. Уравнение (11) предназначены для вычисления температуры в узле $(bd+1)$, при тех же условиях, что и для уравнения (10). Уравнения (12) используют для вычисления температур в узлах bd и $(bd+1)$, но при условии, что на новом временном слое граница фазового перехода перешла через узел $(bd+1)$.

Вышеописанный алгоритм был реализован в программном продукте MultiLayer-1D, предназначенном для решения нестационарной одномерной задачи теплопроводности для многослойной структуры с неограниченным по заданию числом слоев в структуре при граничных условиях 3-го рода (Рис. 4).

Рис. 4. К математической постановке задачи нагрева многослойной пластины с фазовыми превращениями в любом из слоев

Наличие в программе базы данных позволяет пользователю изменять, добавлять, редактировать и сохранять информацию о материалах (ТФХ материалов), слоях (материал слоя, толщина слоя), структурах (составляющие слои, число узлов), сессиях (для параллельного решения задачи теплопроводности в нескольких структурах).

С помощью программы MultiLayer-1D был выполнен цикл расчетов для сотовых конструкций с обшивкой из алюминия и ПКМ, схема которых изображена на Рис. 3. Расчеты были направлены на выявление различий во временно́м и пространственном поведении температурных сигналов в дефектных зонах без учета фазовых превращений и с их учетом. Пример приведен на Рис. 5. Толщина сотового заполнителя равна 8 мм, начальная температура 0^0С, нагрев происходит в среде с температурой 30^0С. Первая модель соответствует структуре, полностью заполненной воздухом, вторая – структуре, которая заполнена водой наполовину (фазовые переходы не учитываются), третья – аналогична второй, но с учетом фазовых переходов.

Как видно из графиков Рис. 5, амплитуда температурного сигнала для модели, где учитываются фазовые переходы, практически вдвое превышает температурный сигнал,

возникающий в модели без фазового перехода. Соответственно, характерное время развития сигнала возрастает приблизительно в 3 раза. Наиболее характерной чертой развития температурного сигнала при наличии фазовых превращений является появление «температурного плато», которое обусловливает отмеченные выше особенности изменения амплитуды сигнала во времени.

Если учитывать незначительный нагрев воды (от 0 до 2^0C) в процессе фазового перехода, то диапазон температур, рекомендуемый для проведения обследования, для обшивки из ПКМ составляет от 0.5 до 4^0C, а для обшивки из алюминия от 0 до 1.5^0C.

Рис. 5. Влияние фазовых переходов на температурные сигналы
(1 – бездефектная структура;
2 – дефектная структура без учета фазовых переходов;
3 – дефектная структура с учетом фазовых переходов;
4 – температурный сигнал для структуры 2
5 – температурный сигнал для структуры 3

Численные эксперименты позволили сделать вывод о том, что высота сот при одной и той же массе воды слабо влияет на параметры поверхностного температурного сигнала, в то время как уменьшение массы воды приводит к сокращению оптимального периода наблюдения. Показано, что диагностику сотовых конструкций планера самолета целесообразно проводить в те моменты времени, когда в дефектных зонах происходят фазовые превращения, а температура бездефектных зон принимает температуру окружающей среды, что позволит с большей достоверностью оценивать местоположение дефектных зон и определять их площадь.

Глава 3 посвящена описанию результатов экспериментальных исследований, которые проводились как на лабораторных образцах сот, в которых было возможно контролировать массу внесенной воды, так и на эксплуатируемых самолетах Ту-204 и Ил-96 авиакомпаний «Сибирь» и «Домодедовские авиалинии». Для регистрации температурных полей использовали тепловизоры Thermovision-570 и ThermaCam-E2. В некоторых случаях в качестве нагревателей в лабораторных условиях применяли фен и лампы различного типа, в полевых условиях была использована штатная установка МП-350.

На Рис. 6 показано изменение поверхностной температуры стандартного образца с обшивкой из стеклопластика. Экспериментальные данные совпали с теоретическими с погрешностью, не превышавшей 15% по амплитуде и 7% по времени «температурного плато».

Рис. 6. Развитие температуры во времени на поверхности стандартного образца с обшивкой из стеклопластика, содержавшего воду массой 50 г (кривая B), 11 г (кривая D) и 7 г (кривая C), кривая A соответствует бездефектной зоне

Рис. 7. Калибровочная кривая зависимости длительности «температурного плато» от массы воды

Как и было предсказано теорией, длительность «температурного плато» зависела от массы воды, что позволило получить соответствующую калибровочную зависимость, представленную на Рис. 7. Тем не менее, на данном этапе исследований нельзя рекомендовать данный график для практического применения, поскольку калибровочные значения зависят от температурного «напора», условий теплообмена и толщины обшивки, т.е. параметров, которые затруднительно контролировать на практике (в особенности, это

относится к коэффициенту теплообмена, величина которого зависит от скорости ветра, расположения контролируемой панели и т.п.).

Пример термограммы сот с водой, полученной в лабораторных условиях приведен на Рис. 8.

Рис. 8. Термограмма сот из стеклопластика, содержавших 6 г воды

Полевые обследования проводились в 2003 и 2004 гг. в аэропортах Толмачево (г. Новосибирск, авиакомпания «Сибирь») и Домодедово (г. Москва, авиакомпания «Домодедовские авиалинии») на трех самолетах Ту-204 (сотовые панели из композиционных материалов) и одном самолете Ил-96 (сотовые панели из алюминия). В ряде случаев результаты тепловизионной диагностики сравнивали с данными УЗ контроля, выполненного специалистами ГосНИИ ГА (Н.Т. Азаровым).

а) **б)**

в)

Рис. 9. Результаты НК левого элерона самолета Ту-204 (7 октября 2002 г.):

а – ИК термограмма, амплитуда температурного сигнала до 4…5°C в зоне с водой;

б – фотография элерона;

в – результаты УЗ контроля (за 1.5 месяца до ТК)

Некоторые экспериментальные данные, иллюстрирующие возможности тепловизионной диагностики, приведены на Рис. 9-12, в том числе в сравнении с данными УЗ метода (Рис. 9).

На основании теоретических и экспериментальных исследований разработано два подхода к оценке массы воды. Первый подход основан на использовании калибровочных зависимостей, изображенных на Рис. 7. Представляется, что данный способ может применяться только в лабораторных условиях. Второй подход основан на комбинации УЗ и ИК термографического метода. Используя ИК термографический метод, оператор определяет контуры дефектных зон и площадь зоны, а затем с помощью УЗ метода

оценивает среднюю высоту столбика воды для дефектной зоны. Сущность данного способа в диссертационной работе не раскрывается, поскольку подана заявка на патент.

В **Главе 4** обоснован выбор моделей пригодных для диагностики воды в эксплуатируемых самолетах. Обследование самолета производится на летном поле в сжатые сроки (в течение 2-3 часов после посадки самолета). При поиске участков с водой в сотовой панели оператора должны интересовать зоны с температурой, близкой к температуре плавления льда, поэтому следует применять измерительный тепловизор. Источник питания должен быть автономным, с комплектом сменных батарей. Тепловизор должен быть небольшим по размерам и иметь малую массу (2-3 кг). Важное значение имеет возможность оперативной записи результатов осмотра на внутренний съемный носитель информации, например, на флэш – карту. Практически все современные тепловизоры используют 12-ти, 14-ти или 16-ти разрядные АЦП, что позволяет оцифровывать весь динамический диапазон без потери информации и избежать процедуры подстройки динамического диапазона, необходимой в старых моделях тепловизоров с 8 разрядными АЦП.

Рис. 10. ТК воды в сотовых панелях фюзеляжа самолета Ту-204 с использованием внешнего подогрева (машина МП-350, зоны с водой -темного цвета)

Рис. 11. Термограмма левого закрылка самолета Ту-204 с отметкой воды

Рис. 12. Термограмма правого закрылка самолета Ил-96 с отметкой воды

В Главе 4 показано, что сформулированным требованиям отвечает значительное число моделей коммерческих тепловизоров, в частности, производимых фирмами FLIR Systems (США), NEC (Япония), «ИРТИС» (Россия) и др.

Для обработки экспериментальных данных разработано специализированная программа Visual Matrix 1.1, которая позволяет открыть необходимое для работы количество термограмм, произвести формирование панорамного изображения и объединить эти термограммы в одну температурную матрицу. В Главе 4 описаны возможности указанной программы. Наиболее оригинальной опцией программы является возможность оценки массы воды путем бинаризации и обработки в истинных размерах (использования маркера) панорамных термограмм. Суб-окно программы и бинарная карта дефектов элерона самолета Ту-204 приведены на Рис. 13.

Рис. 13. Оценка массы скрытой воды в элероне самолета Ту-204

ВЫВОДЫ И ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

- Вода является специфическим веществом с точки зрения ее высокой теплоемкости. Дефектные участки сотовых структур, содержащие воду, характеризуются повышенной тепловой инерцией, что позволяет обнаруживать их в процессах нестационарной теплопередачи (при нагреве и/или охлаждении).
- Для практики наибольший интерес представляет пассивный способ обнаружения воды в сотах. «Пассивность» способа состоит в отсутствии дополнительного подогрева, поскольку для создания нестационарного режима теплопередачи используют естественный перепад температуры между поверхностью земли и на высоте крейсерского полета самолета. Данный способ ТК слабо исследован как в отечественной, так и в зарубежной практике НК.
- С точки зрения теории теплопередачи представляет интерес анализ процесса таяния льда в ячейках сот, что оказывает существенное влияние на оптимизацию предложенных информативных параметров ТК: амплитуду температурного сигнала и время его регистрации.
- Фазовые переходы в сотовых конструкциях самолетов происходят после взлета и посадки самолета, если температура окружающей среды превышает 0^0С. В зимнее время фазовые превращения внутри сотовых панелей можно вызвать искусственно, используя нагреватели различных типов. Пассивная тепловизионная диагностика воды в сотах должна выполняться в течение некоторого периода времени после посадки самолета путем регистрации поверхностных температурных полей, причем скрытая в сотах вода создает зоны аномально низкой температуры вследствие высокой теплоемкости воды.
- Известные модели ТК воды в сотовых конструкциях, в частности, модель многослойной пластины, исследованная А.Г. Климовым, реализуют механизм чистой теплопроводности и не позволяют проанализировать влияние фазового перехода лед/вода на амплитуду и время развития дифференциального температурного сигнала, характеризующего достоверность обнаружения воды.
- Предложена одномерная математическая модель обнаружения воды в авиационных сотовых конструкциях, основанная на решении задачи нагрева в среде многослойной пластины, в слоях которой возможны фазовые переходы с движущимися границами, в частности, таяние льда. Модель реализует различные варианты нагрева сотовых конструкций, в том числе, нагрев в среде с изменяющейся температурой согласно графику посадки самолетов.
- Приведена методика оценки справедливости одномерного приближения реальных задач контроля в зависимости от материала сотовых панелей; в частности, показано, что в сотовых конструкциях, выполненных из стеклопластика, размеры зон, занятых водой должны превышать 30х30 мм.
- Разработано программное обеспечение MultiLayer-1D, предназначенное для численного анализа вышеупомянутой модели ТК, в результате чего определяются

информативные параметры обнаружения, а именно, амплитуда температурного сигнала и время его оптимального наблюдения. Погрешность расчета в рамках предложенной модели с помощью программы MultiLayer-1D в предельных случаях по сравнению с известными моделями не превышает 2...3%.

- Фазовое превращение лед-вода приводит к появлению характерного «плато» во временно́м развитии поверхностной температуры, продолжительность которой составляет от нескольких минут до нескольких часов в зависимости от массы воды и материала сот. Наличие указанного «плато» может служить дополнительным параметром обнаружения скрытой воды.
- Амплитуда температурных сигналов для модели, где учитываются фазовые переходы, практически вдвое превышает температурные сигналы, возникающие в модели без фазового перехода. Характерные времена развития сигнала возрастают приблизительно в три раза.
- Амплитуда температурных сигналов в процессе фазовых переходов линейно увеличивается с ростом температуры окружающей среды; при этом происходит сокращение длительности периода фазового превращения, приблизительно от 4 до 1 ч., что не оказывает существенного влияния на процедуру тепловизионного осмотра самолетов.
- Установлено, что наличие слоя воздуха при неполном заполнении сот водой относительно слабо влияет на выявляемость воды, если контроль проводят со стороны обшивки, к которой прилегает вода. В этом случае при постоянной массе воды высота сотовой конструкции слабо влияет на показатели обнаружения. При контроле с противоположной стороны, т.е. там, где вода не прилегает к обшивке, выявляемость скрытой воды резко ухудшается.
- Точность моделирования экспериментальных данных зависит от многих факторов, в частности, от метрики модели и величины коэффициента теплообмена на поверхности. Выполненные лабораторные исследования показали совпадение экспериментальных и теоретических данных на уровне 15% по температуре, что может быть обусловлено как неточным заданием ТФХ стеклопластиковой обшивки и коэффициента теплоотдачи на поверхности. Погрешность по длительности «температурного плато» не превысила 7%, что объясняется более высокой помехоустойчивостью временных критериев.
- Диагностику самолетных панелей на скрытую воду рекомендуется производить, начиная с того момента времени, когда бездефектные зоны приобретают температуру окружающей среды, а в дефектных зонах происходят процессы фазовых переходов.
- Предложен тепловизионный способ оценки массы воды, оформленный в виде заявки на патент.
- Пассивная тепловизионная диагностика воды весьма эффективна в случае контроля композиционных сот (самолеты Ту-204). Применение пассивного ТК для контроля алюминиевых сот (самолеты Ил-96) требует тщательного выбора времени испытаний и обеспечения надлежащего температурного градиента (рекомендуется проводить обследование в летнее время).
- Результаты ТК обладают хорошей повторяемостью (с учетом возможной миграции воды) и, как правило, совпадают с данными, полученными УЗ методом. Контраст дефектных сигналов может быть повышен путем внешнего подогрева, например, с помощью машины МП-350.
- Рекомендованы модели коммерческих тепловизоров, пригодные для диагностики воды в авиационных сотовых конструкциях.
- Разработано программное обеспечение Visual Matrix 1.1, которое позволяет упростить работу оператора по составлению отчетов, содержащих результаты тепловизионного контроля, а также формировать карты дефектов и определять массу воды.

- Результаты диссертационных исследований опубликованы в 14-ти печатных работах, оформлены в виде методики, переданной ГосНИИ гражданской авиации, внедрены в авиакомпаниях «Сибирь» и «Домодедовские авиалинии», а также использованы в Томском политехническом университете при разработке методических материалов по курсу «Тепловой контроль и диагностика», включая 5 лабораторных работ.

СПИСОК РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. V. Vavilov, A. Klimov. D. Nesteruk. Detecting water in aviation honeycomb structures by using transient IR thermographic NDT. Proc SPIE “Thermosense-XXV”, 2003, Vol. 5073, pp. 345-354.
2. В.П. Вавилов, В.Г. Торгунаков, В.В. Ширяев, А.И. Иванов, Д.А. Нестерук. Тепловой неразрушающий контроль в Томском НИИ интроскопии. – Изв. ТПУ, том 306, №1, с. 110-118.
3. В.П. Вавилов, Д.А. Нестерук, В.В. Ширяев, С.В. Григорьев. Тепловизионный контроль воды в авиационных неметаллических сотовых конструкциях.–Изв. ТПУ, Том 305, 2002, вып. 5, с. 118-122.
4. В.П. Вавилов, А.Г. Климов, С.А. Антошкин, Д.А. Нестерук. Тепловизионная диагностика воды в авиационных сотовых панелях.– В мире неразруш. контроля, № 2 (20), июнь 2003 г., с. 11-12.
5. В.П. Вавилов, В.Г. Демин, В.В. Ширяев, Д.А. Нестерук. Перспективы применения пассивной тепловизионной диагностики в энергетике и промышленности.– Дефектоскопия, 2003, №9, с. 43-51.
6. В.П. Вавилов, В.В. Ширяев, Д.А. Нестерук. Процедуры обработки инфракрасных изображений в активном тепловом контроле. – Контроль. Диагностика, 2003, №11, с. 41-48.
7. Д.А. Нестерук Д. А. Тепловой контроль воды в авиационных сотовых конструкциях.– Труды 7 Международно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. 26 февраля – 2 марта, 2003 г., Томск.– 2 с.
8. Д.А. Нестерук, В.П. Вавилов. Особенности применения теплового метода неразрушающего контроля для обнаружения и оценки массы воды в сотовых панелях авиационной техники. –Известия ТПУ №6, том 307, 2004, с. 62-65.
9. Д.А. Нестерук. Моделирование фазовых превращений в сотовых конструкциях.– «Измерения, автоматизация и моделирование в промышленности и научных исследованиях». Межвузовский сборник/Под редакцией Г.В. Леонова. Алт. гос. техн. ун-т, БТИ. Бийск, изд-во Алт. гос. техн. ун-та, 2004. –2 с.
10. Д.А. Нестерук. Учет фазовых переходов при контроле воды в сотовых авиационных конструкциях.–Труды 10-й Международно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. 29 марта по 2 апреля, 2004 г., Томск.– 2 с.
11. Z.V. Gergenova, D.A. Nesteruk, V.V. Shiriaev. Infrared set based on thermal nondestructive evaluation.– Proc. conf. “Modern techniques and technology”, Tomsk, Tomsk Polytechnic University, 28 March-1 April 2005. –2 p.
12. V.P. Vavilov, D.A. Nesteruk. Detecting water in aviation honeycomb structures: the quantitative approach.–Intern. J. Quant. Infra Red Thermography, Vol. 1, # 2, 2004, pp.173-184.
13. V. Vavilov, D.A. Nesteruk Evaluating water content in aviation honeycomb panels by transient IR thermography. –Proc. SPIE “Thermosense-XXVII”, Vol. 5782, 2005, p. 411-417.
14. D.A. Nesteruk Transition phase analysis of water control in aviation cell structures.– Proc. conf. “Modern techniques and technology”, Tomsk, Tomsk Polytechnic University, 29 March-2 April 2004. – p 200-201.