

Э.Ю. Гордиенко¹, Н.И. Глуцук¹, Ю.В. Фоменко¹,
Г.В. Шустакова¹, И.И. Дзешульская², Ю.Ф. Иванько²

¹ Физико-технический институт низких температур им. Б.И. Веркина НАН Украины,
проспект Науки, 47, Харьков, 61103, Украина,
+380 57 340 22 23, факс +380 57 340 33 70, ilt@ilt.kharkov.ua

² Харьковское государственное авиационное производственное предприятие,
ул. Сумская, 134, Харьков, 61023, Украина, +380 57 700 34 39, info@ksamc.com

ДИАГНОСТИКА КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ЭЛЕМЕНТОВ САМОЛЕТОВ МЕТОДОМ АКТИВНОЙ ТЕРМОГРАФИИ



Введение. Композитные материалы (КМ) широко используются в производстве современных летательных аппаратов. Из-за специфики их свойств одним из наиболее перспективных методов дефектоскопии изделий из КМ является тепловой метод контроля (ТК), который в отечественном авиастроении до сегодняшнего момента не используется.

Проблематика. Экспериментальное исследование динамики избыточных температурных полей на поверхности контрольных образцов из КМ методом активной термографии.

Цель. Разработка методики оптимального обнаружения дефектов в изделиях из КМ и определения их параметров.

Материалы и методы. Объект исследований — стекло- и углепластиковые контрольные образцы с заложенными на разной глубине наиболее опасными и часто встречающимися дефектами. Для обнаружения и определения параметров дефектов использовался метод оптимального наблюдения их температурного контраста при стимуляции образцов импульсом конечной длительности 0,2–3 с.

Результаты. Получены экспериментальные зависимости температурного контраста каждого дефекта от времени наблюдения при различных режимах тепловой стимуляции и положении опорной (бездефектной) области. Определены требования к параметрам теплового импульса. Составлены алгоритмы оптимальной обработки полученных термограмм. Разработан протокол процедуры ТК элементов летательных аппаратов из композиционных материалов без металлизированных слоев.

Выводы. Использование технических средств без особых требований к их быстродействию позволило выявить 90 % дефектов и определить глубину их залегания. Для обнаружения 10 % дефектов в сотовых образцах с воздушным заполнением и в образцах с металлизированными слоями требуется использование источника тепловой стимуляции с более короткой длительностью импульса и тепловизора с высокой частотой кадров из-за высоких скоростей релаксации избыточных температурных полей.

Исследования проведены в рамках инновационного проекта «Создание инфракрасного диагностического комплекса и методики выявления дефектов в композитных материалах элементов самолетов и их оборудования».

Ключевые слова: тепловой неразрушающий контроль, композиционные материалы, авиация.

Благодаря своим уникальным свойствам — прочность, небольшой вес, устойчивость к коррозии и усталости и др., композитные материалы (КМ) [1] широко используются в производстве современных пассажирских и

военных самолетов, а также вертолетов нового поколения. Например, доля композитных материалов в общем весе известных авиалайнеров B787 *Dreamliner* американской авиакомпании *Boeing Commercial Aircraft (BCA)* и аэробуса A380 европейского концерна *Airbus SE* превышает 50 %. Доля композитных материалов в весе современных аппаратов малой авиа-

ции достигает 65 %, например, в самолетах *Diamond, Grob* и др. из металла производятся только двигатели. Узлы и агрегаты из композитных материалов применяют в российских самолетах Суперджет-100, ИЛ-96, ТУ-204, российских и украинских вертолетах Ка-52 и МСБ-2 и многих других.

Однако изделиям из КМ присущи специфические дефекты, образующиеся как при производстве (технологические дефекты), так и при эксплуатации (эксплуатационные дефекты). Визуально они незаметны на поверхности элемента из КМ, однако их наличие может привести к серьезному ослаблению конструкции и впоследствии стать причиной катастрофы.

Традиционные методы неразрушающего контроля зачастую не дают полной картины дефектного состояния изделий из КМ из-за специфики их структуры, состава и теплофизических свойств [2]. На сегодня метод теплового неразрушающего контроля (ТК) рассматривается ведущими производителями авиационной и космической техники как один из наиболее перспективных для дефектоскопии изделий из КМ [2–5], и на данный момент *BCA* и *Airbus SE* уже используют ТК как штатный метод дефектоскопии некоторых стеклопластиковых и углепластиковых авиационных конструкций.

ТК основан на визуализации и анализе динамики температурного поля на поверхности объекта контроля при помощи специальных технических средств и алгоритмов.

Как правило, исследуемая поверхность предварительно нагревается единичным тепловым импульсом или их последовательностью (активный ТК) [6]. В этом случае информация о наличии внутренних дефектов и их параметрах заключается в амплитудных и временных характеристиках теплового поля в каждой точке поверхности. Наиболее эффективным является тепловая стимуляция объекта очень мощным (плотность энергии составляет десятки кДж/м²) и коротким (несколько миллисекунд) импульсом.

Поэтому соответствующая аппаратура ведущего производителя средств ТК – *Thermal Wave Imaging Inc. (TWI)* [7], включает термографы с высокой частотой кадров, нагреватели на основе галогенных или импульсных ксеноновых ламп, а также компьютерную систему сбора и обработки данных.

Следует отметить, что все зарубежные технологии ТК в авиации являются «ноу-хау» фирм-разработчиков и создаются под конкретные композитные материалы. И хотя из всех методов неразрушающего контроля, применяемых в авиакосмической отрасли для дефектоскопии КМ, тепловой контроль считается наиболее перспективным, в Украине он пока не применяется. Поэтому работы, направленные на развитие и внедрение методов тепловой диагностики элементов конструкций из КМ в отечественное авиастроение, являются актуальными.

В статье приведены результаты экспериментальных исследований тепловых процессов на поверхности образцов из композитных материалов, проведенных с целью разработки методики (протокола) оптимального обнаружения у них внутренних дефектов и определения их параметров. Эти исследования являются этапом работы по созданию отечественной технологии ТК (аппаратуры и методики) в рамках научно-технического инновационного проекта НАН Украины «Создание инфракрасного диагностического комплекса и методики выявления дефектов в композитных материалах элементов самолетов и их оборудования».

Работа выполнена в сотрудничестве с Харьковским государственным авиационным производственным предприятием (ХГАПП).

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследуемые контрольные образцы были предоставлены лабораторией Неразрушающего контроля ХГАПП и представляли собой плоские пластины, сплошные или сотовые, изготовленные из стекло- или углепластиков и

их сочетаний в соответствии с реальными деталями конструкций летательных аппаратов. Каждый образец имел несколько ступеней различной толщины (от 1 до 25 мм). На разной глубине специально были сформированы дефекты внутренней структуры, типичные для данного материала и наиболее часто встречающиеся при изготовлении или эксплуатации самолетов. Большинство дефектов представляло собой расслоения (воздушные зазоры толщиной 0,1–0,2 мм между слоями и площадью, превышающей 1 см²) — наиболее опасные и распространенные дефекты авиационных композитных материалов [5].

Для обнаружения дефектов и определения их параметров использовался метод активного ТК. Был выбран наиболее подходящий к реальным условиям испытаний в авиации режим так называемого одностороннего контроля, при котором нагрев и регистрация теплового изображения осуществлялись с одной и той же стороны объекта [5]. На рис. 1 представлена используемая в эксперименте схема расположения средств и объектов контроля.

Был реализован так называемый «амплитудный подход», при котором анализируется динамика температур на поверхности образца в бездефектной области $T_{\text{бд}}(x, y, t)$ и в проекции дефекта $T_{\text{д}}(x, y, t)$ после нагрева объекта единичным тепловым импульсом конечной длительности $t_{\text{имп}}$. На рис. 2 [5] схематично показаны типичные временные зависимости температур поверхности над дефектным и бездефектным участками.

Во время нагревания избыточная температура на передней поверхности объекта растет и достигает максимального значения в момент времени $t_{\text{имп}}$, соответствующий окончанию теплового импульса. На стадии охлаждения поверхности в процессе распространения тепловой волны вглубь образца и теплового обмена с окружающей средой происходит спад избыточной температуры до нулевого значения. Различия теплофизических свойств материала в дефектной и бездефектной областях при-

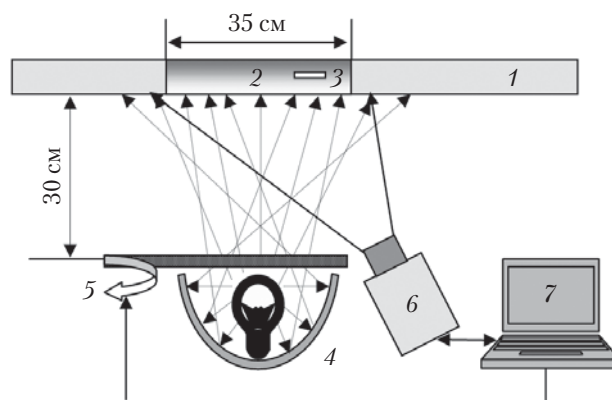


Рис. 1. Используемая схема расположения средств и объектов контроля: 1 — контрольный образец, 2 — обследуемый участок поверхности 35 × 35 см², 3 — внутренний дефект, 4 — источник инфракрасного излучения с рефлектором, 5 — прерыватель теплового потока (заслонка), 6 — термограф, 7 — персональный компьютер

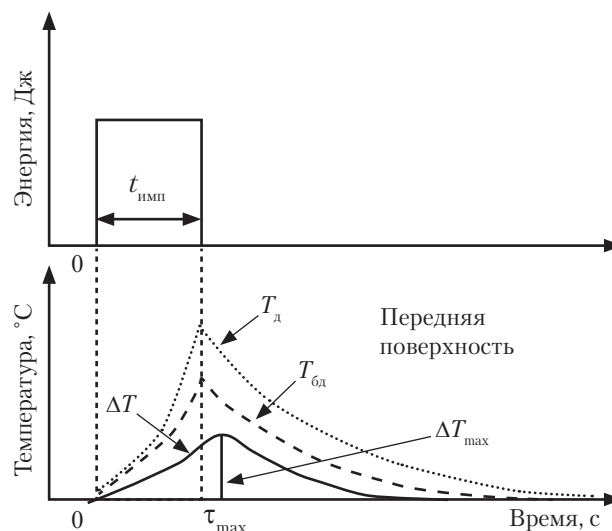


Рис. 2. Изменение температуры поверхности образца над дефектной и бездефектной областями при одностороннем ТК

водят к неодинаковым условиям распространения тепловой волны. Как следствие, избыточные температуры на поверхности над этими областями и их изменение во времени также будут различны. В зоне над дефектом регулярный характер теплового поля меняется и возникает локальный температурный сигнал $\Delta T(x, y, t) = T_{\text{д}}(x, y, t) - T_{\text{бд}}(x, y, t)$, который

называется «абсолютным температурным контрастом» и выражается в единицах температуры. Временная зависимость температурного контраста имеет максимум ΔT_{\max} , который достигается в определенный момент времени τ_{\max} — оптимальное время наблюдения дефекта (рис. 2). Оба параметра, ΔT_{\max} и τ_{\max} , зависят от глубины залегания и геометрических размеров дефекта, теплофизических характеристик материалов исследуемого объекта и дефекта и являются основными информативными параметрами амплитудного метода ТК.

Следует отметить, что с увеличением длительности теплового импульса избыточные температуры поверхности над дефектной и бездефектной областями могут значительно отличаться уже на стадии нагрева (рис. 2). При существенной длительности тепловой стимуляции максимальный локальный температурный сигнал может проявиться в период нагрева, и оптимальные условия выявления дефекта на стадии охлаждения не будут достигнуты. В связи с этим при проектировании источника нагрева, помимо его энергетических характеристик, важно учитывать и необходимое быстроедействие.

Для идеального полубесконечного объекта, нагреваемого импульсом Дирака, оптимальное время обнаружения внутреннего дефекта в виде нарушения сплошности материала можно определить как время, за которое тепловая волна дойдет до дефекта, отразится от него и вернется обратно [5]:

$$\tau_{\max} = l^2/a, \quad (1)$$

где l — глубина залегания дефекта, $a = \lambda/C\rho$, ($\text{м}^2/\text{с}$) — коэффициент температуропроводности материала, λ — коэффициент теплопроводности, C — теплоемкость, ρ — плотность.

Выражение (1) может быть использовано на практике для приблизительной оценки глубины залегания воздушного дефекта, не превышающей половины толщины объекта, и при очень коротком тепловом импульсе $\tau_{\max} \gg t_{\text{имп}}$, на практике в этом случае $t_{\text{имп}} \approx 5\text{--}10$ мксек.

Если длительность импульса соизмерима, но меньше оптимального времени наблюдения $\tau_{\max} > t_{\text{имп}}$ (см. рис. 2), применима оценочная формула:

$$l^2 = a (\tau_{\max} - t_{\text{имп}}). \quad (2)$$

Минимальная глубина залегания дефектов в исследуемых образцах составляла $l_{\min} \approx 0,7$ мм, а максимальные паспортные значения коэффициентов температуропроводности углепластиковых и стеклопластиковых образцов в поперечном направлении слоев $a \approx 4,7 \times 10^{-7}$ $\text{м}^2/\text{с}$ и $a \approx 1,4 \times 10^{-7}$ $\text{м}^2/\text{с}$ соответственно. Тогда можно оценить максимальные длительности тепловых импульсов, необходимых для стимуляции образцов с целью выявления в них дефектов с минимальной глубиной: $t_{\text{имп}} \leq 1$ с и $t_{\text{имп}} \leq 3,5$ с для углепластиковых и стеклопластиковых образцов соответственно.

Проведенная оценка позволила отказаться от использования в эксперименте дорогостоящих ксеноновых импульсных ламп-вспышек, которые традиционно применяются в ТК для тепловой стимуляции металлических материалов или композитных материалов с металлическими слоями. Для импульсного нагрева в работе применялся электрический нагреватель в виде плоской спирали, снабженный рефлектором и механическим прерывателем теплового потока. Плотность мощности теплового излучения нагревателя составляла $P \approx 10^4$ Вт/ м^2 . Механический прерыватель позволял формировать единичные импульсы теплового потока длительностью 0,25–20 с и, соответственно, плотностью энергии $Q \approx 2,5 \times 10^3\text{--}2 \times 10^5$ Дж/ м^2 . Также использовалась матрица из четырех инфракрасных зеркальных ламп ИКЗ-500 Е40 с тем же механическим прерывателем.

Сравнительно невысокие скорости релаксации избыточных тепловых полей на исследуемых поверхностях также позволили применить в эксперименте тепловизоры без особых требований к их быстрдействию. В экспериментах были использованы тепловизор на основе неохлаждаемой матрицы детекторов фор-

матом 384×288 элементов и частотой кадров 20 Гц [8] и тепловизор с механическим сканированием на основе одноэлементного охлаждаемого детектора и частотой кадров ≈ 1 Гц [9].

Оба прибора были разработаны авторами данной работы, что дало возможность максимально адаптировать их аппаратные и программные части для выполнения поставленного задания.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ НА ПОВЕРХНОСТИ КОНТРОЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ

Основным заданием этого этапа работы была разработка оптимальных алгоритмов обнаружения каждого дефекта с определением его точной локализации, формы, размеров и глубины залегания.

Было проведено тепловизионное исследование динамики избыточных тепловых полей на поверхностях всех контрольных образцов при различных мощностях и длительностях тепловых импульсов. Перед началом тепло-

вого импульса записывалась фоновая термограмма, которая использовалась при дальнейшей обработке термографического фильма для учета наружных повреждений поверхности, отражений и т.д. Синхронно с началом импульса осуществлялась автоматическая запись (каждые полторы секунды) последовательности 30–100 термограмм поверхности, которые затем обрабатывались методами обработки изображений и анализировались математическими методами, приведенными в [5].

Процесс обнаружения дефектов и определения их параметров показан ниже на примере двух образцов:

- ✦ монолитного четырехступенчатого углепластикового образца с внешним органопластиковым покрытием и с десятью эталонными дефектами на разной глубине;
- ✦ четырехступенчатого монолитного стеклопластикового образца с шестью эталонными дефектами.

На рис. 3 показан внешний вид углепластикового образца с отмеченными положениями

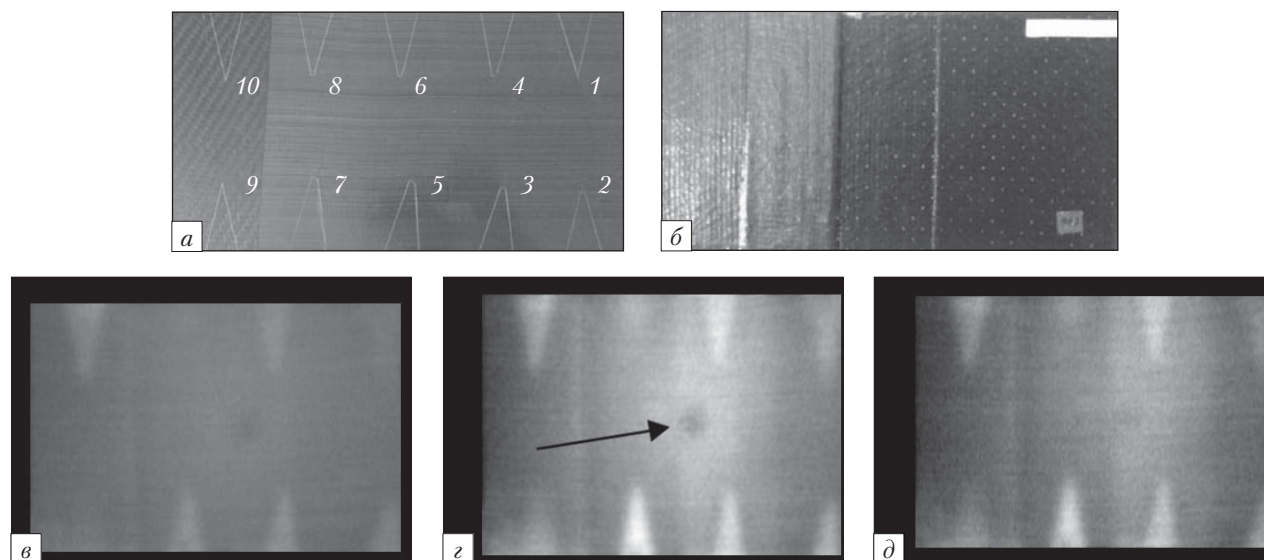


Рис. 3. Пример обнаружения дефектов в монолитном четырехступенчатом углепластиковом образце: *a* – внешний вид образца с отмеченными положениями десяти дефектов; *b* – обратная сторона образца, покрытая органопластиком; *в* – термограмма фрагмента образца через 4 с после окончания теплового импульса; *г* – суммарная термограмма после сложения 50-ти последовательных термограмм фильма; *д* – суммарная термограмма с подавленными неравномерностью теплового импульса и ложными отражениями

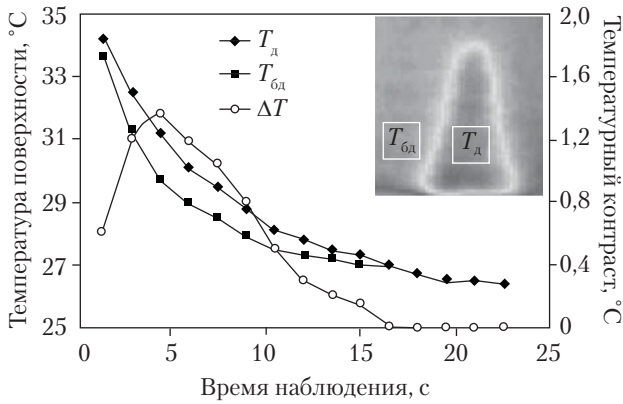


Рис. 4. Динамика средней температуры участков поверхности углепластикового образца над дефектной и бездефектной областями и соответствующая временная зависимость теплового контраста дефекта. На вставке — тепловое изображение дефекта с отмеченными участками, в которых измерялась средняя температура над дефектной и бездефектной областями

дефектов и его обратной стороны, покрытой органопластиком (а, б), термограмма образца через 4 с после окончания теплового импульса длительностью 2 с (в), и суммарная термограмма 50-ти кадров (г). Видно, что суммирование всей последовательности термограмм не только увеличивает соотношение сигнал/шум, снижая уровень некоррелированных шумов в \sqrt{N} раз, где N — число термограмм [5],

но и содержит на суммарной термограмме тепловые отпечатки всех дефектов, залегающих на различной глубине. Простая операция вычитания из суммарной термограммы первой термограммы фильма, записанной в момент прекращения теплового импульса, (рис. 3, д) позволяет уменьшить неравномерность теплового поля, вызванную пространственной неравномерностью теплового импульса и ложными отражениями. Например, на термограмме (рис. 3, д) отсутствуют, наблюдаемые на предыдущих термограммах, гипотермическое пятно, являющееся отражением на поверхности образца холодного окна криостата (указано черной стрелкой), а также радиальная неравномерность теплового поля.

Для определения глубины залегания каждого дефекта были проанализированы временные зависимости температур поверхности в проекции дефекта и опорной (бездефектной) области. Для уменьшения погрешности измерений рассматривались изменения средних температур участков одинаковой площади над дефектной и бездефектной областями.

На рис. 4 показаны временные зависимости температуры на поверхности ступени толщиной 3,8 мм в проекции дефекта № 5 (глубина

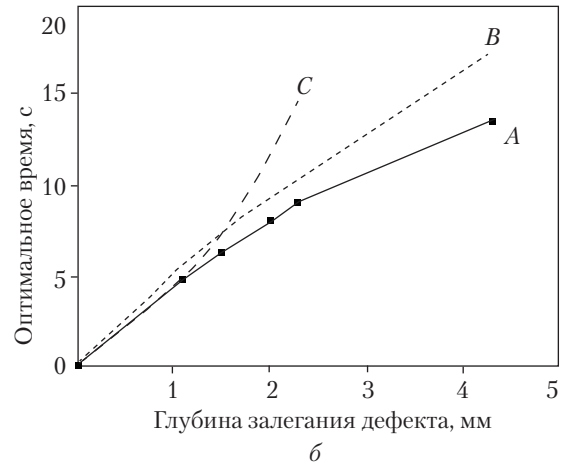
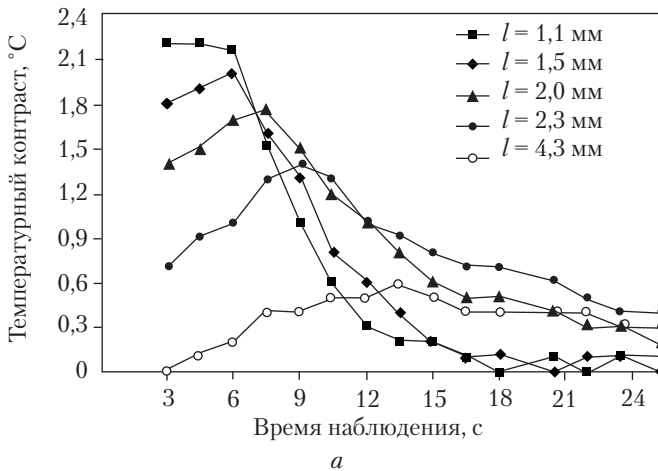


Рис. 5. Пример зависимости информативных параметров от глубины залегания дефектов: а — динамика температурных контрастов для дефектов с различной глубиной залегания в углепластиковом образце; б — зависимость оптимального момента наблюдения от глубины залегания дефекта: А — экспериментальные данные, В — расчет по «индивидуальной» функции инверсии [5], С — расчет по выражению (2)

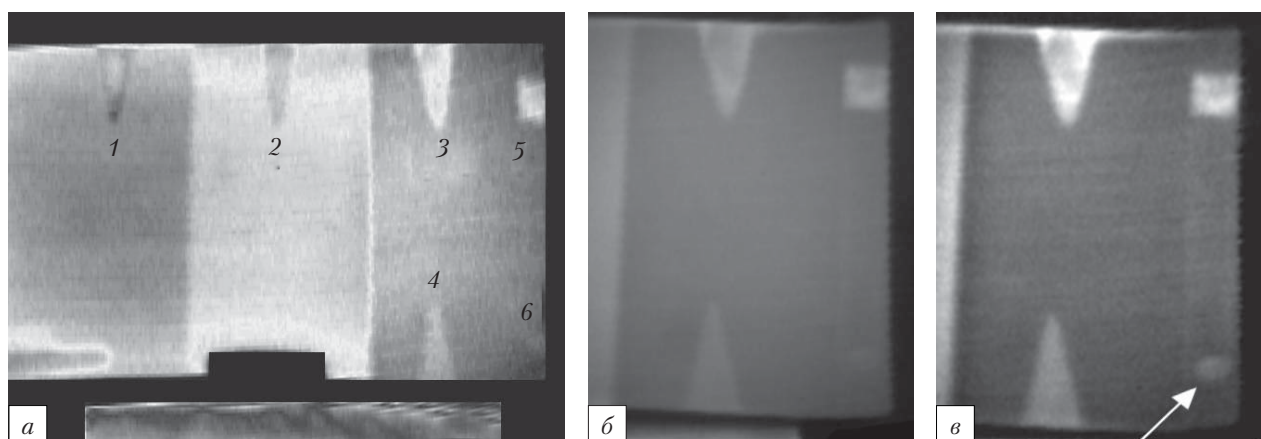


Рис. 6. Термограммы четырехступенчатого монолитного стеклопластикового образца с шестью дефектами: *а* – суммарная термограмма всего образца; *б* – термограмма фрагмента образца в оптимальный момент проявления дефекта № 3; *в* – суммарная термограмма фрагмента образца после вычитания первой термограммы фильма (белая стрелка указывает на тепловой отпечаток «подсверловки»)

залегания 1,25 мм) и температуры над бездефектной областью в этой же ступени. Длительность импульса 1 с. Участки 6×6 пикселей, в которых измерялась средняя температура T_d и $T_{бд}$ показаны на термограмме дефекта (вставка). По временной зависимости температурного контраста ΔT видно, что максимальное проявление дефекта наблюдается в момент времени $\tau_{max} = 4,5$ с, что совпадает со значением, оцененным по выражению (2): $(\tau_{max})_{расч} = 4,7$ с при паспортном значении температуропроводности образца $a = 4,2 \times 10^{-7}$ м²/с.

На рис. 5, *а* приведены измеренные временные зависимости температурных контрастов дефектов №№ 2, 3, 4, 7 и 8 (см. рис. 3, *а*), залегающих соответственно на глубинах 1,1, 1,5, 2, 2,3 и 4,3 мм в двух ступенях образца примерно одинаковой толщины (5,5 и 6 мм). Длительность импульса нагрева – 1,5 с.

На рис. 5, *б* показано экспериментальную зависимость оптимального времени наблюдения дефектов от их глубины залегания (*А*), зависимость, полученную по формуле «индивидуальной» функции инверсии: l [мм] = $-0,005 + 0,177 \tau_{max} + 0,00424 (\tau_{max})^2$, предложенной авторами работы [5] для восстановления параметров воздушных расслоений в аналогичном углепластиковом образце толщиной 5 мм (*В*),

и зависимость, построенную в соответствии с оценочной формулой (2) (*С*). Видно, что характер поведения зависимостей *А* и *В* аналогичен. Полученные экспериментальные данные (*А*) описываются полиномом: l [мм] = $0,0286 + 0,1585 \tau_{max} + 0,0115 (\tau_{max})^2$. Несовпадение экспериментальных зависимостей *А* и *В* обусловлено различием теплофизических характеристик образцов. С другой стороны, оценочная зависимость *С* резко расходится с экспериментальной кривой *А* уже для глубин больше 1,5 мм.

На рис. 6, *а* приведена термограмма четырехступенчатого монолитного стеклопластикового образца с шестью эталонными дефектами, стимулированного тепловым импульсом длительностью 2 с, полученная в результате суммирования всех кадров фильма (цифрами отмечены номера дефектов). На рис. 6, *б* показана термограмма фрагмента образца в момент времени максимального контраста дефекта № 3, расположенного на глубине 0,8 мм в ступени толщиной 2,5 мм. Глубина расположения дефекта № 3, оцененная в соответствии с (2) по экспериментально полученному оптимальному моменту наблюдения этого дефекта $\tau_{max} = 4,5$ с, составила $l_{расч.} = 0,7$ мм, что не противоречит паспортному значению глубины этого

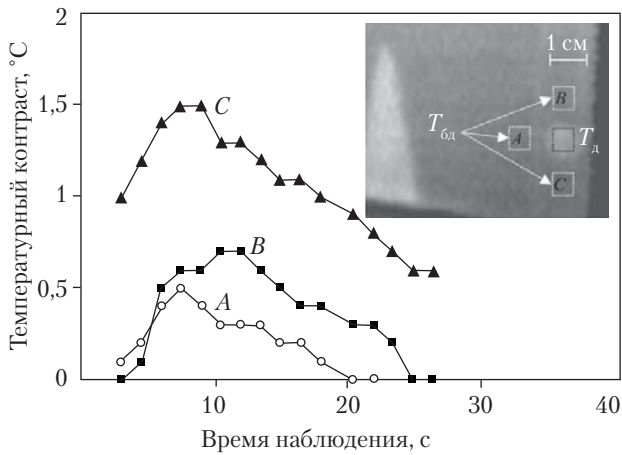


Рис. 7. Временная зависимость температурного контраста «подсверловки», расположенной на краю монолитного стеклопластикового образца. На вставке — термограмма фрагмента образца с указанными областями для контроля динамики их средней температуры. Погрешность измерений определялась чувствительностью тепловизора: $\delta = \pm 0,1 \text{ }^\circ\text{C}$

дефекта. На рис. 6, в представлен фрагмент результирующей термограммы после сложения всех термограмм данного фильма с вычтенной первой термограммой последовательности.

На термограмме (рис. 6, в) стрелка указывает на тепловой отпечаток эталонного дефекта № 6 — выемки материала с обратной стороны изделия («подсверловки») диаметром $D = 10 \text{ мм}$, не достающей на 1 мм до исследуемой поверхности ступени толщиной 2,8 мм. Измеренная для данного дефекта временная зависимость теплового контраста (рис. 7, кривая B) дает время оптимального наблюдения $\tau_{\text{max}} \approx 12 \text{ с}$. Для определения характеристик такого вида дефектов Шеппард и др. [10] предложили модель «тепловой ловушки», согласно которой τ_{max} интерпретируется как время, необходимое для заполнения падающим теплом цилиндра с основанием и высотой, равными, соответственно, площади дефекта и глубине его залегания. Оцененная в соответствии с этой моделью глубина залегания данного дефекта составила $l_{\text{расч.}} = a \times \tau_{\text{max}} / \pi D \sqrt{2} = 0,035 \text{ мм}$, что значительно отличается от паспортного значения $l = 1 \text{ мм}$. Оценка в соответствии с выра-

жением (2) дает большее соответствие: $l_{\text{расч.}} = [a (\tau_{\text{max}} - t_{\text{имп}})]^{1/2} = 1,14 \text{ мм}$.

Следует отметить, что значения измеряемых τ_{max} и, следовательно, определяемых по этому параметру глубин залегания дефектов, зависели от положения опорной (бездефектной) области относительно дефектной области и от близости краев образца. На рис. 7 приведены временные зависимости теплового контраста «подсверловки», полученные при трех различных положениях опорной области, выбранной на равных расстояниях от дефекта. Положения опорных областей A, B и C указаны на вставке рис. 7. Видно, что положение опорной области влияет как на амплитуду контраста, так и на время его максимума. При этом τ_{max} изменяется на несколько секунд. Соответственно, будут различаться и полученные значения глубины расположения дефекта. Очевидно, это связано с неоднородностью продольной диффузии тепла из-за различных условий теплоотвода при конечных размерах образцов. Факт влияния положения опорной области на информативные параметры учитывался в проведенных исследованиях и при составлении протокола ТК.

В результате экспериментальных исследований тепловых процессов на поверхности 20-ти контрольных стеклопластиковых и углепластиковых образцов было выявлено большинство дефектов. Не удалось выявить 7 дефектов в трех образцах (рис. 8), в том числе:

- ✦ 2 дефекта, расположенных на задней органо-пластиковой стенке толщиной 2 мм в со-товом образце толщиной 17 мм с незаполненными сотами (рис. 8, а). По мнению авторов, дефекты принципиально не могут быть выявлены односторонним методом ТК из-за особенностей конструкции образца;
- ✦ 3 дефекта, расположенных в передней стеклопластиковой стенке толщиной 1 мм в со-товом образце толщиной 18 мм с незаполненными сотами (рис. 8, б). Дефекты не удалось выявить из-за их расположения вблизи задней поверхности стенки. В этом

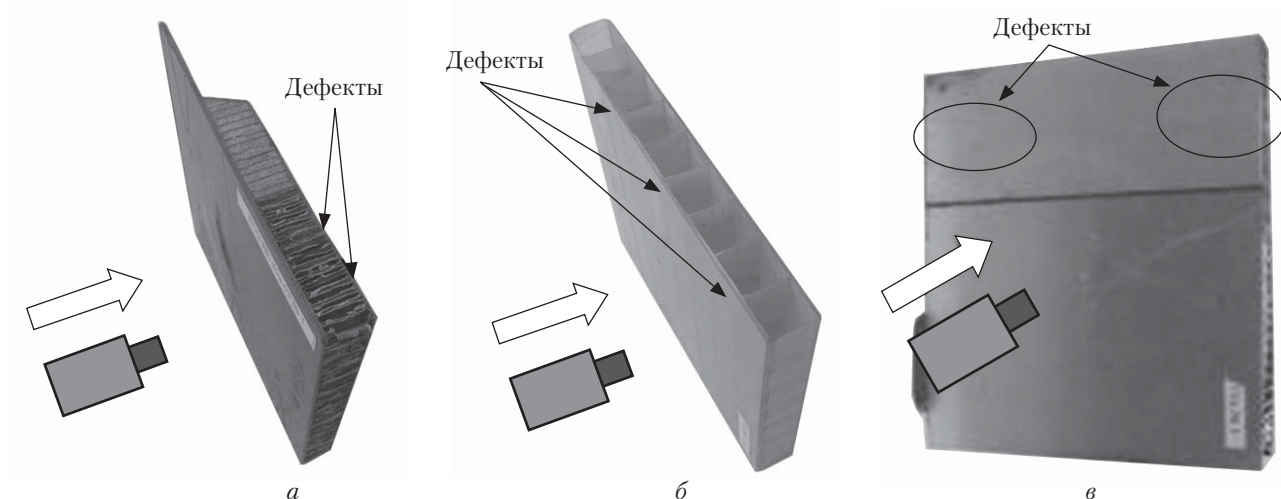


Рис. 8. Контрольные образцы, в которых не удалось выявить отдельные дефекты: *а* — сотовая конструкция, частично заполненная пенопластом, с семью дефектами в передней и задней стенках из монолитного органопластика толщиной 2 мм; *б* — сотовая воздушная конструкция из трехслойного стеклопластика; *в* — сотовая конструкция, частично заполненная пенопластом, с металлизированными стенками. Дефекты, которые не удалось выявить, указаны стрелками. Также схематично отмечены направления тепловой стимуляции и съемки

случае тепловые потоки, отраженные от дефекта и задней стенки бездефектной области, создают на поверхности образца малые температурные контрасты, неразличимые тепловизионным методом.

✦ 2 дефекта на передней металлизированной стенке сотового стеклопластикового образца с сотами, заполненными пенопластом (рис. 8, *в*). При используемых длительностях импульса дефекты обнаружить не удалось из-за высокой скорости релаксации избыточных тепловых полей по металлическому слою.

Аналогичные измерения были проведены для всех контрольных образцов с заданными глубинами залегания дефектов. Следует отметить, что значения глубин залегания дефектов, полученные по оценочным формулам на основании экспериментально полученных оптимальных моментов наблюдения, зачастую не совпадали с глубинами, указанными в паспорте образца. Поэтому для реальных условий производства авторы считают целесообразным использовать в процедуре ТК эталонные зависимости $l = f(\tau_{\max})$, полученные аппроксимацией контрольных измерений для конкретных

элементов конструкции, имеющих различные теплофизические характеристики, размеры, условия теплоотвода и т.д.

Так как используемое оборудование не позволило выявить 10 % предложенных дефектов, на данный момент создается специализированный диагностический комплекс, состоящий из нагревателя в виде матрицы девяти ксеноновых газоразрядных ламп, оригинального быстродействующего термографа и оригинального программного обеспечения для управления комплексом и автоматической обработки данных.

ВЫВОДЫ

В результате проведенного исследования были определены требования к параметрам теплового импульса (мощность, длительность, пространственная однородность и т.д.) и составлены алгоритмы оптимальной обработки полученных термограмм для обнаружения дефектов типа расслоения толщиной 0,1–0,2 мм и определения глубин их залегания. На основе полученных результатов был разработан и внедрен в ХГАПП в качестве дополнительного

(нештатного) метода неразрушающего контроля протокол процедуры ТК для элементов конструкций из композиционных материалов без металлизированных слоев. Предложенная процедура предполагает:

- ✦ использование инфракрасного нагревателя с механическим прерыванием теплового потока и тепловизора без особых требований к быстрдействию;
- ✦ стимуляцию объекта максимально пространственно однородным (за счет конструкции излучателя и отражателя) тепловым импульсом конечной длительности ($t_{\text{имп}} \leq 1$ с) и с мощностью, достаточной для уверенного наблюдения тепловых контрастов дефектов, но не приводящей к термической деструкции контролируемых объектов (для исследуемых объектов максимальная абсолютная температура на поверхности не должна превышать 100°C);
- ✦ осуществление автоматической записи последовательности из не менее 50-ти термограмм исследуемого участка поверхности;
- ✦ использование первой термограммы для учета неоднородности падающего излучения;
- ✦ использование операций суммирования и усреднения всей последовательности термограмм с целью повышения соотношения сигнал/шум и одновременного выявления на суммарной термограмме дефектов, залегающих на разных глубинах;
- ✦ определение точной локализации, формы и размеров всех обнаруженных дефектов;
- ✦ анализ временной зависимости температурного контраста каждого дефекта для получения оптимального времени его наблюдения;

- ✦ нахождение глубины залегания дефекта по полученному оптимальному времени его наблюдения, используя предварительно составленные для каждого объекта эталонные зависимости или соответствующие полиномы.

Разработанная методика позволила выявить 90 % всех наиболее опасных и распространенных дефектов, заложенных в контрольных образцах, имитирующих реальные угле- и стеклопластиковые детали конструкций летательных аппаратов. Это подтвердило высокую эффективность используемого метода теплового контраста для ТК сплошных композитных деталей без металлизированных слоев даже при использовании сравнительно дешевых технических средств без особых к ним требований, например, к быстрдействию. Однако, обнаружение отдельных дефектов в готовых образцах и всех дефектов в образцах с металлизированными слоями требует использования источника тепловой стимуляции с более короткой длительностью импульса (например, матриц газоразрядных ксеноновых ламп) и тепловизоров с частотой кадров не менее 50 Гц из-за высоких скоростей релаксации избыточных температурных полей.

Работа выполнена при финансовой поддержке НАН Украины в рамках научно-технического инновационного проекта № 0116U005049 «Создание инфракрасного диагностического комплекса и методики выявления дефектов в композитных материалах элементов самолетов и их оборудования».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мэттьюз Ф., Ролингс Р. *Композитные материалы: Механика и технология*. Москва: Техносфера, 2004. 408 с.
2. Троицкий В.А., Карманов М.Н., Троицкая Н.В. Неразрушающий контроль качества композиционных материалов. *Техническая диагностика и неразрушающий контроль*. 2014. № 3. С. 29–33.
3. Maldague X.P. *Theory and Practice of Infrared Technology for Nondestructive Testing*. New-York: John Wiley & Sons, 2001. 682 с.
4. Вавилов В.П. Тепловой контроль изделий авиакосмической техники. *В мире неразрушающего контроля*. 2003. Т. 20, № 2. С. 4–10.
5. Вавилов В.П. *Инфракрасная термография и тепловой контроль*. Москва: Спектр, 2009. 544 с.

6. Госсорг Ж. *Инфракрасная термография (Основы, техника, применение)*. Москва: Мир, 1988. 400 с.
7. Фирма «Thermal Wave Imaging Inc.» URL: <http://www.thermalwave.com/1/376/index.asp> (дата обращения: 07.09.2017).
8. Гордиенко Э.Ю., Глушук Н.И., Пушкарь Ю.Я., Фоменко Ю.В., Шустакова Г.В. Многоэлементный тепловизор на основе неохлаждаемой болометрической матрицы. *Приборы и техника эксперимента*. 2012. № 4. С. 85–88.
9. Гордиенко Э.Ю., Ефременко В.Г., Керемет Л.С., Скарженюк Ф.К., Фоменко Ю.В., Шустакова Г.В. Анализатор тепловых полей для лабораторных исследований. *Радиоэлектроника и информатика*. 2010. № 3. С. 57–62.
10. Shepard S.M., Lhota J., Hou Y., Ahmed T. Blind characterization of materials using single-sided thermography. *Proc. SPIE "Thermosense-XXVI"*. 2004. V. 5405. P. 442–446.

Статья найдена до редакції 10.10.17

REFERENCES

1. Mettuyuz, F., Rolings, R. (2004). *Composite materials: mechanics and technology*. Moskva: Tehnosfera [in Russian].
2. Troitskiy, V. A., Karmanov, M. N., Troitskaya, N. V. (2014). Nerazrushayuschiy kontrol kachestva kompozitsionnykh materialov. *Tekhnicheskaya diagnostika i nerazrushayuschiy kontrol*, 3, 29–33 [in Russian].
3. Maldague, X. P. (2001). *Theory and Practice of Infrared Technology for Nondestructive Testing*. New-York: John Wiley & Sons.
4. Vavilov, V. P. (2003). *Teplovoy kontrol izdeliy aviakosmicheskoy tekhniki. V mire nerazrushayuschego kontrolya*, 20(2), 4–10 [in Russian].
5. Vavilov, V. P. (2009). *Infrared Thermography and Thermal Control*. Moskva: Spektr [in Russian].
6. Gossorg, Zh. (1988). *Infrared thermography (basis, technique, application)*. Moskva: Mir [in Russian].
7. «Thermal Wave Imaging Inc.» URL: <http://www.thermalwave.com/1/376/index.asp> (Last accessed: 07.09.2017).
8. Gordiyenko, E. Yu., Glushchuk, N. I., Pushkar, Yu. Ya., Fomenko, Yu. V., Shustakova, G. V. (2012). A Multi-element Thermal Imaging System Based on an Uncooled Bolometric Array. *Instruments and Experimental Techniques*, 55(4), 494–497.
9. Gordiyenko, E. Yu., Yefremenko, V. G., Keremet, L. S., Skarzhenyuk, F. K., Fomenko, Yu. V., Shustakova, G. V. (2010). Analizator teplovykh poley dlya laboratornykh issledovaniy. *Radioelektronika i informatika*, 3, 57–62 [in Russian].
10. Shepard, S. M., Lhota, J., Hou, Y., Ahmed, T. (2004). Blind characterization of materials using single-sided thermography. *Proc. SPIE "Thermosense-XXVI"*, 5405, 442–446.

Received 10.10.17

Gordiyenko¹, E. Yu., Glushchuk¹, N. I., Fomenko¹, Yu. V.,
Shustakova¹, G. V., Dzeshulskaya², I. I., and Ivanko,² Y. F.

¹ Verkin Institute for Low Temperature Physics and Engineering, the NAS of Ukraine,
47, Nauky Ave., Kharkov, 61103, Ukraine
+380 57 340 22 23, fax +380 57 340 33 70, ilt@ilt.kharkov.ua
shustakova@ilt.kharkov.ua (for correspondence)

² Kharkov State Aircraft Manufacturing Company, 134, Sumska St., Kharkov, 61023, Ukraine
+380 57 700 34 39, info@ksamc.com

NONDESTRUCTIVE TESTING OF COMPOSITE MATERIALS OF AIRCRAFT ELEMENTS BY ACTIVE THERMOGRAPHY

Introduction. Composite materials (CM) are widely used in modern aircraft production. Due to the specificity of CM properties, thermal nondestructive testing (TNDT) is the most promising method for detection of defects in aircraft construction elements made of CMs. Until now, TNDT has not been implemented in the Ukrainian aircraft industry.

Problem Statement. To study the dynamics of excess temperature fields on the surface of CM test samples using the active thermography.

Purpose. To develop a technique for optimal detection of defects in CM elements and estimation of defect parameters.

Materials and Methods. The fiberglass and carbon fiber test samples with the most dangerous and frequent defects at various depths are to be studied. To detect the defects and to determine their parameters, the method of optimal observation of their mage temperature contrast was used after stimulating the samples by thermal pulse of finite duration (0.2–3 s).

Results. Experimental dependences of temperature contrast for each defect image as function of observation time have been obtained under various regimes of thermal stimulation and positions of reference (defect-free) area. Requirements for the heat pulse parameters have been elaborated. Algorithms for optimal processing of thermal images sequence have been designed. A protocol of procedure for the TNDT of aircraft CM elements without metallized layers has been developed.

Conclusion. 90% defects and depths of their location have been detected using technical means without special requirements to their response time. To detect the remaining 10% defects (in air-filled honeycomb samples and in samples with metallized layers), a thermal stimulation source with a shorter pulse duration and a thermal imager with a higher frame rate are required because of high relaxation rates of the excess temperature fields.

The study was supported by the NAS of Ukraine in the framework of research project "Development of Infrared Diagnostic Complex and Procedure for Detecting Defects in Composite Materials of Aircraft Elements and Other Equipment".

Keywords: thermal nondestructive testing, composite materials, and aviation.

Е.Ю. Гордієнко¹, М.І. Глуцук¹, Ю.В. Фоменко¹,
Г.В. Шустакова¹, І.І. Дзешульська², Ю.Ф. Іванько²

¹ Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б.І. Веркіна НАН України,
проспект Науки, 47, Харків, 61103, Україна,
тел. +380 57 340 22 23, факс +380 57 340 33 70, ilt@ilt.kharkov.ua,
shustakova@ilt.kharkov.ua

² Харківське державне авіаційне виробниче підприємство,
вул. Сумська, 134, Харків, 61023, Україна,
+380 57 700 34 39, info@ksamc.com

ДІАГНОСТИКА КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ ЕЛЕМЕНТІВ ЛІТАКІВ МЕТОДОМ АКТИВНОЇ ТЕРМОГРАФІЇ

Вступ. Композитні матеріали (КМ) широко використовуються у виробництві сучасних літальних апаратів. Через специфіку їх властивостей одним з найбільш перспективних методів дефектоскопії виробів з КМ є тепловий метод контролю (ТК), який у вітчизняному авіабудуванні до сьогодні не застосовується.

Проблематика. Експериментальне дослідження динаміки надлишкових температурних полів на поверхні контрольних зразків з КМ методом активної термографії.

Мета. Розробка методики оптимального виявлення дефектів у виробках з КМ та визначення їх параметрів.

Матеріали й методи. Об'єкт досліджень — скло- й вуглепластикові контрольні зразки з закладеними на різній глибині найбільш небезпечними та розповсюдженими дефектами. Для виявлення й визначення параметрів дефектів використано метод оптимального спостереження їх температурного контрасту при стимуляції зразків імпульсом кінцевої тривалості 0,2–3 с.

Результати. Отримано експериментальні залежності температурного контрасту кожного дефекту від часу спостереження при різних режимах теплової стимуляції та положенні опорної (бездефектної) області. Визначено вимоги до параметрів теплового імпульсу. Складено алгоритми оптимальної обробки отриманих термограм. Розроблено протокол процедури ТК елементів літальних апаратів з композиційних матеріалів без металізованих шарів.

Висновки. Використання технічних засобів без особливих вимог до їх швидкодії дозволило виявити 90 % дефектів і визначити глибину їх залягання. Для виявлення 10 % дефектів в стільникових зразках з повітряним заповненням та в зразках з металізованими шарами необхідним є використання джерела теплової стимуляції з короткою тривалістю імпульсу та тепловізора з високою частотою кадрів через високі швидкості релаксації надлишкових температурних полів.

Дослідження проведено в рамках інноваційного проекту «Створення інфрачервоного діагностичного комплексу і методики виявлення дефектів в композитних матеріалах елементів літаків і їх обладнання».

Ключові слова: тепловий неруйнівний контроль, композиційні матеріали, авіація.