

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Иновационный метод активного термоакустического обследования композитных конструкций воздушных судов

И.А. Давыдов¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени главного маршала авиации А.А. Новикова, г. Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация: В статье рассматривается инновационный метод активного термоакустического обследования (АТАО) композитных конструкций воздушных судов, направленный на повышение надежности и долговечности материалов. Современные авиационные конструкции все чаще используют композиты, такие как углепластики, обладающие высокой прочностью при малом весе. Однако эксплуатация этих материалов сопряжена с риском возникновения внутренних дефектов – микротрещин, расслоений и пустот, которые сложно выявить традиционными методами. Разработанный метод АТАО включает в себя комплексную систему мониторинга состояния конструкций на основе термоакустического воздействия. Принцип работы заключается в локальном нагреве и акустическом возбуждении материала, что позволяет диагностировать наличие и развитие дефектов в режиме реального времени. Методология построена на математических моделях теплообмена, акустических волн и механических колебаний, описывающих распространение энергии в структуре материала. Представленная методика включает девять ключевых этапов, начиная с подготовки системы контроля, сбора данных и анализа дефектов и заканчивая устранением повреждений и прогнозированием остаточного ресурса конструкции. Применение АТАО позволяет значительно сократить затраты на техническое обслуживание, снизить вероятность аварийных ситуаций, продлить срок службы элементов воздушного судна. Полученные результаты демонстрируют высокую эффективность метода в авиационной отрасли и его потенциал для внедрения в серийное производство.

Ключевые слова: композиционные материалы, авиация, диагностирование дефектов, эксплуатация воздушного транспорта, метод активного термоакустического обследования, математическая модель.

Для цитирования: Давыдов И.А. Иновационный метод активного термоакустического обследования композитных конструкций воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 36–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Innovative method of active thermoacoustic testing for aircraft composite structures

I.A. Davydov¹

¹*St. Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A.A. Novikov, St. Petersburg, Russia*

Abstract: The article presents an innovative method of Active Thermoacoustic Testing (ATAT) for aircraft composite structures, aimed at enhancing material reliability and durability. Modern aviation increasingly employs composites, such as carbon fiber-reinforced polymers, which offer high strength-to-weight ratios. However, the use of these materials carries the risk of internal defects - microcracks, cases of delamination, and voids - that are difficult to detect with conventional methods. The developed ATAT method integrates a comprehensive structural health monitoring system based on thermoacoustic excitation. The principle involves localized heating and acoustic stimulation of the material, enabling real-time diagnostics of defect formation and progression. The methodology is grounded in mathematical models of heat transfer, acoustic wave propagation, and mechanical vibrations, which describe energy distribution within the material structure. The proposed technique comprises nine key stages, from control system preparation and data collection to defect analysis, damage mitigation, and residual lifespan prediction. ATAT implementation significantly reduces maintenance costs, minimizes the risk of failures, and extends the service life of aircraft components. The results demonstrate the method's high efficiency in aviation and its potential for integration into serial production.

Key words: composite materials, aviation, defect diagnostics, aircraft operation, active thermoacoustic testing method, mathematical model.

For citation: Davydov, I.A. (2025). Innovative method of active thermoacoustic testing for aircraft composite structures. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 36–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Введение

Современное авиастроение активно использует композитные материалы, такие как углеродные и стеклопластиковые композиты, которые обладают высокой удельной прочностью и малым весом, что делает их незаменимыми для снижения массы воздушных судов и повышения топливной эффективности [1]. Однако, несмотря на их уникальные свойства, эксплуатация композитов сопряжена с рядом сложностей, главной из которых является невозможность визуального обнаружения внутренних дефектов. В процессе эксплуатации конструкции подвергаются механическим нагрузкам, температурным колебаниям и воздействию окружающей среды, что приводит к появлению микротрещин, расслоений и усталостных повреждений, существенно влияющих на долговечность и безопасность воздушного судна.

В традиционных методах технического обслуживания используются периодические инспекции с применением ультразвуковой, рентгеновской и термографической диагностики. Однако эти методы требуют значительных затрат времени и ресурсов, а также не всегда способны выявить скрытые дефекты на ранних стадиях их развития. В связи с этим актуальной задачей является разработка новых методов активного мониторинга, способных в режиме реального времени диагностировать дефекты и предотвращать их критическое развитие [2–4].

В данной статье представлен метод активного термоакустического обследования (АТАО), который сочетает термоакустическое сканирование, активное воздействие и пассивный мониторинг для своевременного выявления, анализа и устранения дефектов. Разработанный подход основан на математическом моделировании теплообмена и меха-

нических колебаний в структуре материала, что позволяет не только обнаруживать повреждения, но и прогнозировать их дальнейшее развитие [5–7]. Данный метод может быть использован для повышения эффективности эксплуатации авиационных конструкций, увеличения их срока службы и снижения эксплуатационных затрат.

Методы исследования

В последние годы широкое распространение получили самодиагностирующие композиционные конструкции, содержащие интегрированные датчики для мониторинга состояния материалов в реальном времени. К таким системам относятся информкомпози́ты – композитные материалы, в которые при изготовлении внедрены сенсоры, реагирующие на деформацию, вибрационные нагрузки и появление предрасположенности к дефектам. В зависимости от объекта контроля и решаемых задач в композитные структуры могут быть интегрированы различные типы сенсоров: волоконно-оптические датчики – измеряют механические напряжения и температурные изменения, пьезоэлектрические сенсоры – фиксируют динамические колебания и микродеформации, магнитные и акустические датчики – позволяют выявлять скрытые повреждения в структуре материала.

Применение самодиагностирующих композитов значительно повышает точность мониторинга и прогнозирования состояния авиационных конструкций. В этой связи метод АТАО может быть интегрирован с самодиагностирующими системами для повышения эффективности контроля. АТАО дополняет существующие технологии, позволяя не только выявлять дефекты, но и анализировать их динамику под внешними нагрузками, что обеспечивает более надежный и комплекс-

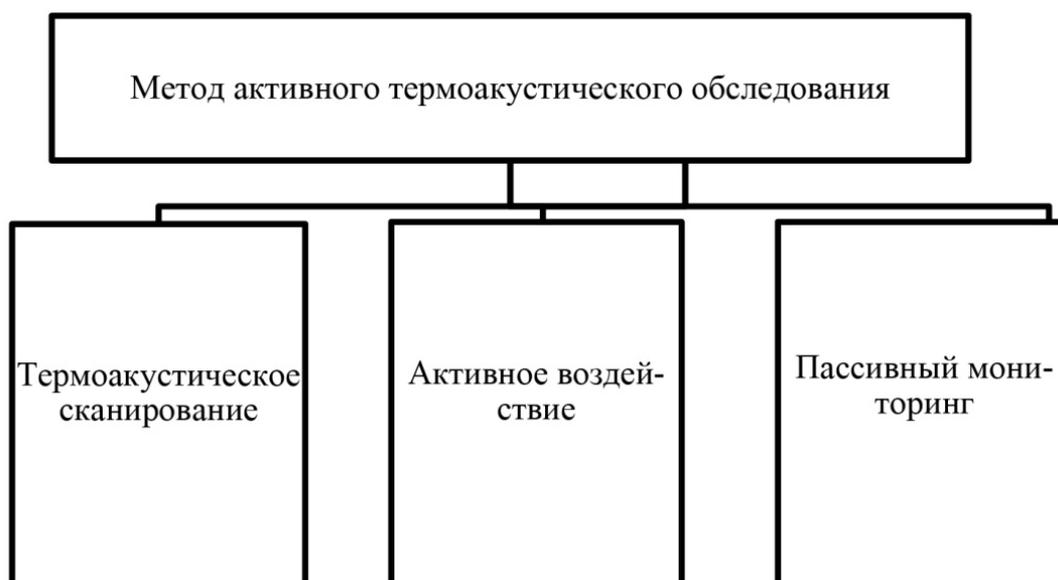


Рис. 1. Этапы метода активного термоакустического обследования
Fig. 1. Stages of the active thermoacoustic testing method

ный подход к техническому обслуживанию авиационных конструкций.

Метод активного термоакустического обследования представляет собой инновационный подход, объединяющий диагностику и восстановление композиционных материалов (КМ) в едином технологическом процессе. В отличие от традиционных методов контроля, основанных на пассивном наблюдении за изменением характеристик материалов, АТАО использует принцип активного воздействия, позволяя не только фиксировать появление дефектов, но и устранять их на ранних стадиях. Под устранением дефектов подразумевается стабилизация структуры материала, что подтверждено экспериментальными исследованиями. Объектом исследования являлись композитные образцы (углепластик) размером 150 на 150 мм и толщиной 3 мм, подвергшиеся термоакустическому воздействию. На образцах были искусственно созданные дефекты: микротрещины (длина 1–2 мм), деламинация (диаметр 5–10 мм). Методы воздействия: частота акустического возбуждения (100 Гц – 5 кГц), температурное воздействие (100–400 °С), продолжительность воздействия (10–30 мин). После обработки наблюдалось снижение коэффициента отражения ультразвуковых волн на границе раз-

дела дефектов (в среднем на 40 %), что указывает на улучшение структуры материала. Дополнительные измерения механических характеристик показали увеличение жесткости на 15–20 % в зоне термоакустического воздействия. Метод АТАО не устраняет крупные дефекты, но способствует перераспределению остаточных напряжений, локальному уплотнению структуры материала и снижению вероятности дальнейшего роста микротрещин.

Главный механизм метода основан на комбинации термоакустического мониторинга и контролируемого воздействия акустических волн и теплового нагрева, что приводит к изменению структуры материала в зоне дефектов, способствуя их стабилизации или самозалечиванию. Применение данного метода особенно актуально для авиационных композитов, подверженных динамическим нагрузкам, температурным перепадам и усталостным повреждениям, так как позволяет продлить срок службы конструкций без необходимости их демонтажа.

АТАО включает три основных этапа (рис. 1), обеспечивающих комплексный подход к техническому обслуживанию КМ. На первом этапе осуществляется термоакустическая диагностика, в ходе которой применя-

ются ультразвуковые и инфракрасные методы для выявления дефектов, таких как микротрещины, расслоения и пустоты. Затем, на втором этапе, проводится анализ и моделирование механических и тепловых характеристик обнаруженных дефектов с целью определения оптимальных параметров воздействия. Этот этап является критически важным, так как точный расчет частоты и интенсивности акустического воздействия, а также температуры нагрева позволяет минимизировать риски повреждения материала. Наконец, на третьем этапе реализуется активное термоакустическое воздействие, при котором локальный нагрев и вибрационные нагрузки вызывают изменение внутренних напряжений, способствуя уплотнению структуры материала и устранению мелких дефектов.

Влияние вибрационных нагрузок на структуру композитных материалов является сложным процессом, зависящим от частоты, амплитуды и продолжительности воздействия. В методе активного термоакустического обследования (АТАО) вибрационные нагрузки используются в сочетании с локальным термическим воздействием, что позволяет перераспределять остаточные напряжения и стабилизировать микродефекты.

Экспериментальные исследования показали, что при контролируемом воздействии акустических волн и теплового нагрева наблюдается уменьшение коэффициента расслоения в зонах микротрещин. В частности, снижение коэффициента отражения ультразвуковых волн в зоне дефекта на 40 %, что свидетельствует о частичном восстановлении структуры, а также рост жесткости материала в обработанных участках на 15–20 %, что подтверждает перераспределение напряжений. Метод АТАО не устраняет усталостные повреждения, вызванные многократными циклическими нагрузками, и не предотвращает появление усталостных трещин. Однако его применение позволяет на ранних стадиях стабилизировать мелкие дефекты, снижая вероятность их дальнейшего роста и повышая надежность композитных конструкций.

Одним из ключевых преимуществ метода является его неинвазивность, что делает воз-

можным его применение в реальных эксплуатационных условиях без необходимости разборки конструкции. В результате АТАО не только повышает безопасность и надежность авиационных конструкций, но и существенно снижает затраты на техническое обслуживание, обеспечивая продление ресурса КМ на 30–50 %. Кроме того, методика демонстрирует эффективность в динамическом мониторинге состояния материалов, позволяя своевременно прогнозировать появление критических повреждений и предотвращать аварийные ситуации. Таким образом, сочетание термоакустического мониторинга и активного воздействия открывает новые возможности в области диагностики и восстановления композитных материалов, делая АТАО перспективным направлением в развитии авиационной и аэрокосмической техники.

Термоакустическое сканирование – это использование термоакустических волн для выявления внутренних дефектов и изменения в структуре КМ (рис. 2). Активное воздействие – это применение локального нагрева в сочетании с акустическими волнами для изменения структуры КМ в области дефектов [8–11]. Пассивный мониторинг – это отслеживание изменений в структуре КМ после воздействия, чтобы убедиться в устранении дефектов и для контроля качества. Разработанную математическую модель метода активного термоакустического обслуживания можно разбить на две фазы: это модель термоакустического сканирования (формула (1)) и модель активного воздействия (формула (2)) [12–14].

Модель устройства, представленная на рис. 2, разработана как лабораторный прототип для экспериментального подтверждения эффективности метода АТАО. Она включает в себя систему локального термоакустического воздействия, состоящую из источника акустических колебаний, инфракрасного нагревателя и набора датчиков, регистрирующих изменения механических и тепловых характеристик материала. Для внедрения в практику эксплуатации авиационной техники метод АТАО требует адаптации устройства к реальным условиям. В частности, разработка

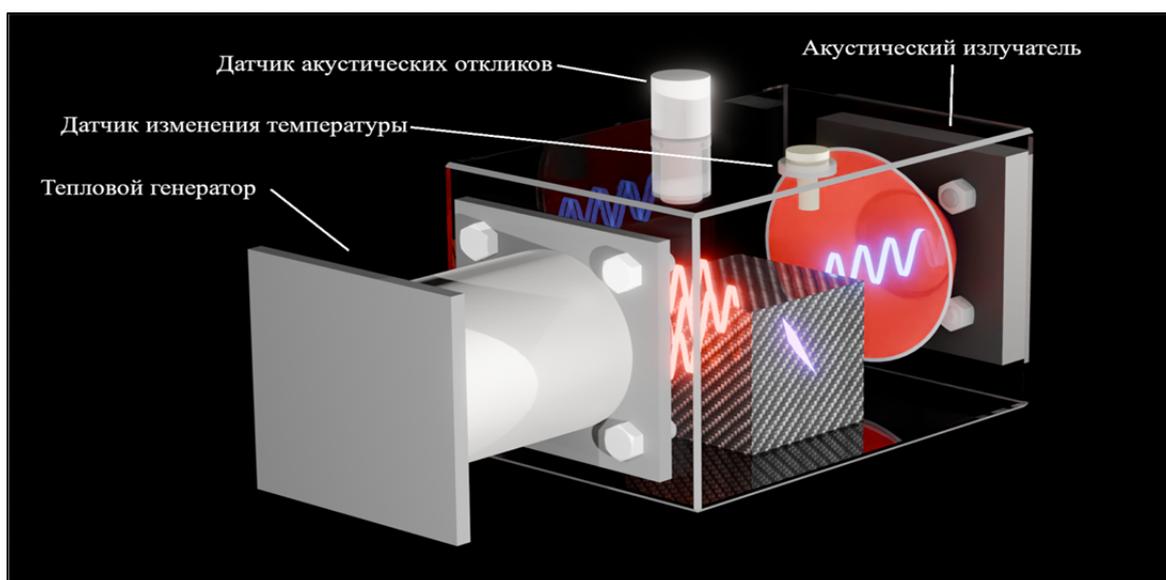


Рис. 2. Модель устройства для метода АТАО
Fig. 2. Model of the ATAT (Active Thermoacoustic Testing) device

промышленной версии предполагает миниатюризацию и интеграцию системы датчиков в структуру композитных конструкций, автоматизацию процессов диагностики, включая сбор и обработку данных в реальном времени, разработку мобильных диагностических модулей, которые могут применяться в техническом обслуживании воздушных судов без их демонтажа.

Для описания механики термоакустического влияния на композитные лопадки использовались уравнения теплопроводности и акустической волновой динамики.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T + Q, \quad (1)$$

где T – температура, t – время, α – коэффициент теплопроводности, Q – источник тепла. Это уравнение позволяет моделировать распространение тепловых волн в КМ и оценивать температурные градиенты, способствующие выявлению дефектов.

Для оценки вибрационных характеристик использовалось выражение

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}, \quad (2)$$

где f_n – частота, k – жесткость, m – масса. Измерения проводились с применением лазерной интерферометрии, позволяющей точно определять спектр колебаний и выявлять изменения жесткости конструкции после воздействия АТАО. Проведены испытания композитных лопаток с заранее созданными дефектами (деламинация, микротрещины). Образцы подвергались термоакустическому воздействию с изменением: частота акустического возбуждения от 100 Гц до 5 кГц, температурное воздействие от 100 до 400 °С.

Использовалась модель усталостного разрушения по закону Минера

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i}, \quad (3)$$

где n_i – число циклов нагрузки на данном уровне, N_i – предельное число циклов до разрушения. По данным экспериментов определены коэффициенты деградации КМ в зависимости от условий эксплуатации.

В табл. 1 приведены данные, соответствующие типичным параметрам авиационных композитных материалов, таких как углепластик [15–18].

$$\Delta T(x, y, z, t) = \frac{Q(x, y, z)}{\rho c_p} \cdot (1 - e^{-\alpha x}) \cdot \sin(\omega t + \phi), \quad (4)$$

Таблица 1
Table 1

Параметры авиационных углепластиковых композитных конструкций
Parameters of aircraft carbon-fiber composite structures

Формула	Описание	Данные углепластиковых композитных авиационных конструкций
$T = Q \cdot (1 - \alpha) \cdot \sin(\omega t + \varphi)$	Температурное изменение в точке	$Q = 500 \text{ Дж/м}^3, \alpha = 0,1, \omega = 50 \text{ Гц}$
$\varepsilon = P_0 \cdot \sin(\omega t)$	Деформация в области дефекта	$P_0 = 2 \text{ Мпа}, \omega = 50 \text{ Гц}$
$P = k_T \cdot \rho \cdot C_p$	Распределение теплового поля	$k_T = 0,5 \text{ Вт/м} \cdot \text{К}, \rho = 1600 \text{ кг/м}^3, C_p = 900 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$
$u_{tt} - v^2 \cdot u_{xx} = 0$	Акустическое воздействие	$v = 3000 \text{ м/с}$
$\sigma = K_I / \sqrt{r}$	Напряжение вблизи трещины	$K_I = 3 \text{ Мпа} \cdot \text{м}^{0,5}, r = 0,01 \text{ м}$
$D = \sum \frac{n_i}{N_i}$	Усталостное разрушение	$N_i = 10^6, n_i = 5 \cdot 10^5$
$X_k = X_{k-1} + K(Z_k - HX_{k-1})$	Оценка состояния по фильтру Калмана	$K = 0,8, H = 1$

где $\Delta T(x, y, z, t)$ – изменение температуры в точке (x, y, z) в момент времени t , $Q(x, y, z)$ – тепловая энергия, выделяемая на единицу объема, ρ – плотность КМ, c_p – удельная теплоемкость КМ, α – коэффициент теплового затухания, ω – частота акустической волны, φ – фаза колебаний.

$$\Delta \varepsilon = \int_0^t \frac{P_0 \cdot e^{-\beta t}}{E(x, y, z)} \cdot \sin(\omega t) dt, \quad (5)$$

где $\Delta \varepsilon$ – изменение деформации в области дефекта, P_0 – начальное давление акустической волны, β – коэффициент затухания волны, $E(x, y, z)$ – модуль упругости КМ.

Для практического применения инновационного метода активного термоакустического обслуживания разработан алгоритм с математическим обоснованием [19, 20].

1-й этап. Начало – инициация системы контроля и подготовка к анализу.

2-й этап. Ввод геометрии конструкции, характеристик КМ и наличия известных дефектов. Геометрия конструкции описывается функцией $G(x, y, z)$, характеристики КМ могут быть представлены как тензоры упругости C_{ijkl} , которые определяют механические свойства в зависимости от направления.

3-й этап. Планирование и подготовка к обследованию – выбор критических участков конструкции и настройка параметров термоакустического воздействия. Прогнозирование зон контроля выражается как задача оптимизации, где функция цели $f(x, y, z)$ минимизирует риск возникновения дефектов:

$$\min_{x, y, z} f(x, y, z) = \sum_{i=1}^n R_i \cdot D_i(x, y, z), \quad (6)$$

где R_i – весовые коэффициенты риска для каждого дефекта i , $D_i(x, y, z)$ – вероятность возникновения дефекта в точке (x, y, z) .

4-й этап. Запуск термоакустического воздействия – генерация теплового импульса с акустическим воздействием. Распределение теплового поля в КМ описывается уравнением теплопроводности

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = k \nabla^2 T + Q(x, y, z, t), \quad (7)$$

где ρ – плотность КМ, c – удельная теплоемкость, k – теплопроводность, T – температура, $Q(x, y, z, t)$ – источник тепла.

Акустическое воздействие описывается волновым уравнением

$$\nabla^2 u - \frac{1}{v^2} \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = 0, \quad (8)$$

где u – смещение, v – скорость звука в КМ.

5-й этап. Сбор и обработка данных – получение сигналов от датчиков. Обработка данных базируется на уравнении для преобразования Фурье, применяемого к акустическим сигналам:

$$U(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} u(t) e^{-i\omega t} dt, \quad (9)$$

где $U(\omega)$ – спектральное представление сигнала, ω – угловая частота. Для анализа термографических данных применяется решение уравнения теплопроводности с учетом дефектов.

6-й этап. Анализ результатов – сравнение полученных данных с допустимыми нормами. Анализ дефектов проводится с помощью модели механической напряженности. Для трещин:

$$\sigma = K_I \frac{1}{\sqrt{2\pi r}}, \quad (10)$$

где σ – напряжение, K_I – коэффициент интенсивности напряжений, r – расстояние от кончика трещины.

7-й этап. Активное устранение дефектов – локальное нагревание и акустическое воздействие для устранения дефектов. Модель нагрева и воздействия описывается уравнением диффузии для теплопроводности с источником

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T + \frac{q(x,y,z,t)}{\rho c}, \quad (11)$$

где α – коэффициент теплопроводности, $q(x, y, z, t)$ – плотность источника тепла.

8-й этап. Прогнозирование остаточного ресурса конструкции, выполненной из КМ, требует проведения расчета на основе математических моделей, учитывающих динамику накопления усталостных повреждений. Модель усталостного разрушения описывается уравнением Минера, которое позволяет количественно оценить процесс деградации

материала под действием циклических нагрузок. Использование этой модели обеспечивает возможность точного определения остаточного ресурса конструкции и прогнозирования ее долговечности при реальных эксплуатационных условиях:

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_i}, \quad (12)$$

где D – суммарное повреждение, n_i – число циклов нагрузки, N_i – число циклов до разрушения при данном уровне нагрузки.

9-й этап. Мониторинг состояния композиционной авиационной конструкции в реальном времени – продолжение автоматического мониторинга. Использование адаптивных фильтров, таких как калмановский фильтр [3, 4, 10], для оценки состояния системы:

$$\widehat{x}_{k|k} = \widehat{x}_{k|k-1} + K_k(z_k - H\widehat{x}_{k|k-1}), \quad (13)$$

где $\widehat{x}_{k|k}$ – оценка состояния в момент времени k , K_k – матрица усиления Калмана, z_k – измерение, H – матрица наблюдения. Для реализации полностью автоматизированного процесса диагностики и мониторинга состояния композитных конструкций в рамках метода активного термоакустического обследования разработан следующий алгоритм работы системы, представленный на рис. 3.

Таким образом, алгоритм метода активного термоакустического обследования позволяет не только диагностировать и устранять дефекты композитных конструкций, но и интегрировать этот процесс в непрерывный цикл ТО, что существенно повышает надежность и безопасность эксплуатации авиационных конструкций. Метод АТАО предлагает значительные улучшения в скорости, точности и, соответственно, стоимости ТОиР композиционных авиационных конструкций (табл. 2).

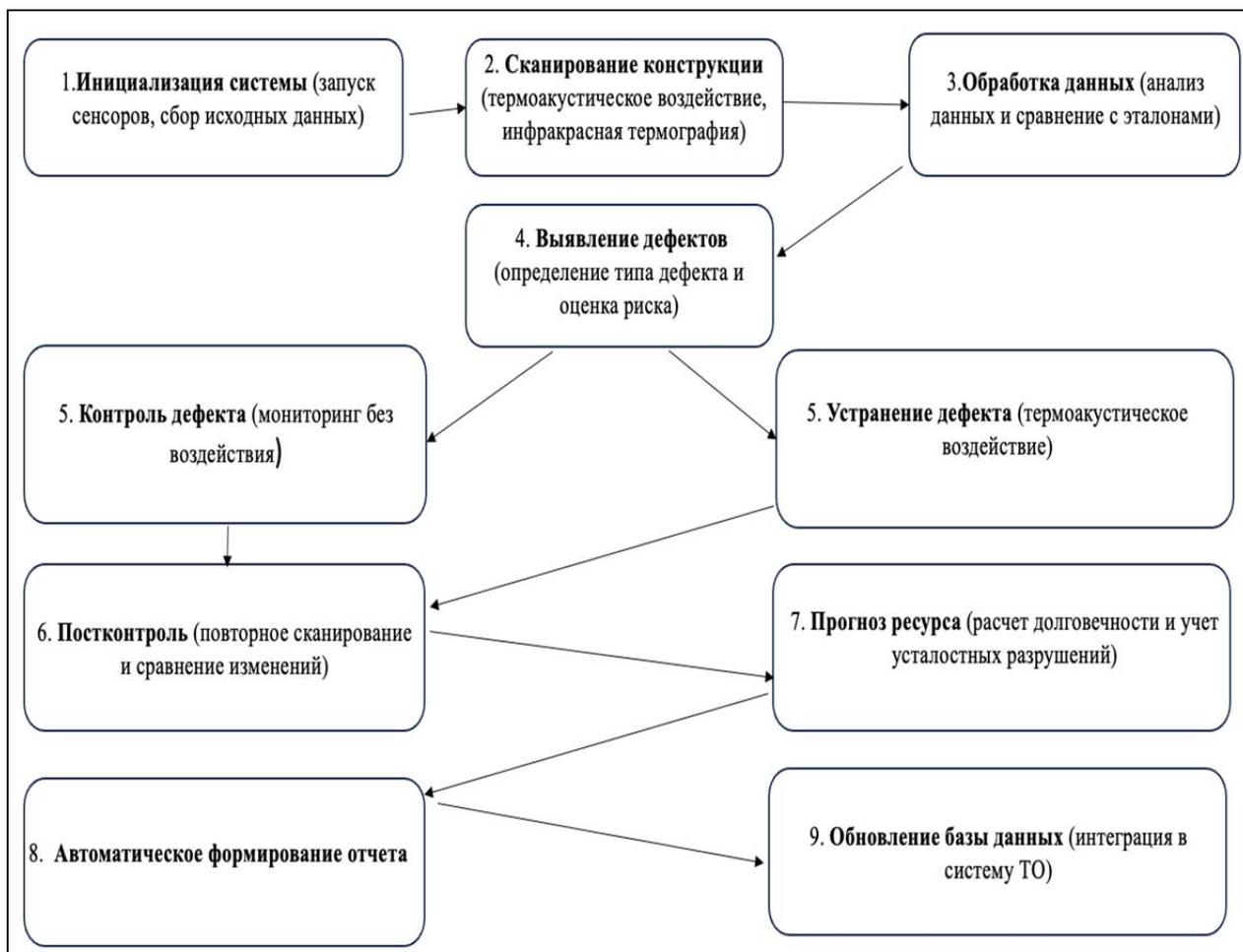


Рис. 3. Блок-схема автоматизированного процесса АТАО
Fig. 3. Flowchart of the Automated ATA0 Process

Таблица 2
Table 2

Оценка эффективности метода АТАО
Efficiency assessment of the ATA0 method

Параметр	Традиционные методы диагностики КМ (УЗ-контроль, виброанализ, термография)	Метод АТАО	Улучшение
Чувствительность (размер выявляемого дефекта)	1–2 мм (ультразвук), виброанализ – для крупных дефектов	0,1–0,5 мм	В 5–10 раз точнее
Время диагностики	30–60 мин на один элемент	В реальном времени, без разборки	В 2–3 раза быстрее
Раннее обнаружение дефектов	Только существующие повреждения	Выявление скрытых микродефектов до роста	На 30–50 % эффективнее
Стоимость диагностики	От 45 000 до 500 000 рублей (оборудование, время простоя)	Автоматизированный мониторинг в эксплуатации	На 40–60 % дешевле
Автоматизация	В основном ручной контроль, анализ данных оператором	Полностью автоматический процесс	Исключает человеческий фактор

Заключение

Исследование показало, что метод активного термоакустического обследования является перспективным направлением в области диагностики и ремонта композитных конструкций воздушных судов. Применение термоакустического воздействия и алгоритмов математического моделирования позволяет оперативно выявлять даже мельчайшие дефекты, что значительно повышает безопасность и надежность авиационной техники.

Данные результаты подтверждают, что методика может быть использована для раннего контроля и стабилизации материала, но не заменяет традиционные методы ремонта. Внедрение этого метода в практику технического обслуживания может привести к существенному сокращению эксплуатационных расходов авиакомпаний за счет уменьшения частоты внеплановых ремонтов и продления ресурса конструкций. Кроме того, АТАО открывает новые возможности для автоматизации процессов мониторинга состояния материалов, что особенно актуально в современных условиях цифровизации авиационной отрасли.

Будущие исследования в данной области направлены на дальнейшее совершенствование методики диагностики, расширение возможностей математического моделирования и интеграцию системы АТАО с автоматизированными системами управления техническим обслуживанием. В перспективе данный подход может быть использован не только в авиации, но и в других отраслях, где применяются композитные материалы, таких как автомобилестроение, судостроение и энергетика.

Список литературы

1. **Давыдов И.А.** Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55
2. **Давыдов И.А.** Математическая модель процесса диагностирования дефектов элементов конструкции воздушных судов,

выполненных из композиционных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33

3. **Давыдов И.А., Богоявленский А.А.** Обоснование влияния зеркальности и цвета на выявление дефектов при визуальном контроле композитных конструкций воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 84–92.

4. **Палкин В.А., Солонин В.И., Скибин В.А.** Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.

5. **Norris G.** HondaJet engine wins certification // Aviation Week & Space Technology. 2013. Vol. 175. P. 50.

6. **Jansson N.E.** Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson [Электронный ресурс] // 13th European Conference on Composite Materials (ECCM13). Sweden, Stockholm, 2008. URL: <http://extra.ivf.se/leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (дата обращения: 21.12.2024).

7. **Koff B.L.** Gas turbine technology evolution: a designer's perspective // Journal of Propulsion and Power. 2004. Vol. 20, no. 4. Pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361

8. **Stilin N.D.** Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1: опублик. 28.02.2013. 7 p.

9. **Раскутин А.Е.** Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № S. С. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367

10. **Раскутин А.Е.** Термостойкие углепластики для конструкций авиационной техники, эксплуатирующихся при температурах до 400 °С: дис. ... канд. техн. наук. М., 2007. 166 с.

11. **Семина М.И., Стреляев Д.В.** Расчеты соединений элементов конструкций из КМ на прочность и долговечность. М.: ЛАТМЭС, 1996. 103 с.

12. Старцев В.О. Климатическая стойкость полимерных композиционных материалов и защитных покрытий в умеренно теплом климате: дис. ... докт. техн. наук. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.

13. Старцев О.В., Сортыяков Е.Д., Исупов В.В. и др. Акустическая спектроскопия полимерных композитных материалов, экспонированных в открытом космосе // Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: труды Всероссийской научно-технической конференции. Барнаул, 12–14 сентября 1996 г. Барнаул: Изд-во АГУ, 1997. С. 32–39.

14. Старцев В.О., Лебедев М.П., Фролов А.С. Измерение показателей рельефа поверхности при изучении старения и коррозии материалов. 1. Российские и зарубежные стандарты // Все материалы. Энциклопедический справочник, 2018. № 6. С. 32–38.

15. Гарнапольский Ю.М., Кинцис Т.Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд. М.: Химия, 1981. 272 с.

16. Abdallah E.A. Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates / E.A. Abdallah, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, J. Barrau // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, iss. 7-8. Pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

17. Davies G.A.O., Zhang X. Impact damage prediction in carbon composite structures // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 16, iss. 1. Pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom F.A. Perceiving light versus material // Vision research. 2008. Vol. 48, iss. 20. Pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski T. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes / T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson, R. Jones // Composite Structures. Vol. 76, iss. 3. Pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Pymouli A., Harris D., Irving P. The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach // Human Factors and Aerospace Safety. 2005. Vol. 5, no. 2. Pp. 89–106.

References

1. Davydov, I.A. (2022). Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55 (in Russian)

2. Davydov, I.A. (2024). Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 5, pp. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33 (in Russian)

3. Davydov, I.A., Bogoyavlenskiy, A.A. (2024). Substantiation of the influence of mirroring and color on the detection of defects during visual inspection of composite aircraft structures. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 47, pp. 84–92.

4. Palkin, V.A., Solonin, V.I., Skibin, V.A. (2010). Works of leading aircraft engine manufacturing companies in support of creating advanced aircraft engines (analytical review), in Skibin V.A., Solonin V.I. (Ed.). Moscow: TsIAM, 678 p. (in Russian)

5. Norris, G. (2013). HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, vol. 175, p. 50.

6. Jansson, N.E., Lutz, A., Wolfahrt, M., Sjunnesson, A. (2008). Testing and analysis of a highly loaded composite flange. In: *13th European Conference on Composite Materials (ECCM13)*. Sweden, Stockholm. Available at: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (accessed: 21.12.2024).

7. Koff, B.L. (2004). Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 4, pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361

8. Stilin, N.D. (2013). Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1, Date publ. February 28, 7 p.

9. Raskutin, A.E. (2017). Russian polymer composite materials of new generation, their exploitation and implementation in advanced developed constructions. *Aviation materials and*

technologies, no. S, pp. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367 (in Russian)

10. Raskutin, A.E. (2007). Heat-resistant carbon fiber plastics for aircraft structures operating at temperatures up to 400 °C: Cand. Tech. Sc. Thesis. Moscow, 166 p. (in Russian)

11. Semin, M.I., Strelyaev, D.V. (1996). Strength and durability calculations of structural elements made of composite materials. Moscow: LATMES, 103 p. (in Russian)

12. Startsev, V.O. (2018). Climatic resistance of polymer composite materials and protective coatings in a moderately warm climate: D. Tech. Sc. Thesis. Moscow: VIAM, 308 p. (in Russian)

13. Startsev, O.V., Sortyyakov, E.D., Isupov, V.V. et al. (1997). Acoustic spectroscopy of polymer composite materials exposed in outer space. In: *Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: труды Всероссийской научно-технической конференции*. Barnaul: Izdatelstvo AGU, pp. 32–39. (in Russian)

14. Startsev, V.O., Lebedev, M.P., Frolov, A.S. (2018). Measuring surface topography in the study of aging and corrosion of materials. 1. Russian and foreign standards. *All Materials. Encyclopaedic Reference Manual*, no. 6, pp. 32–38. (in Russian)

15. Tarnapolsky, Yu.M., Kintsis, T.Ya. (1981). Methods of static testing of reinforced

plastics. 3rd ed. Moscow: Khimiya, 272 p. (in Russian)

16. Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivallant, S., Broll, B., Barrau, J. (2009). Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates. *Composites Science and Technology*, vol. 69, issue 7-8, pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

17. Davies, G.A.O., Zhang, X. (2019). Impact damage prediction in carbon composite structures. *International Journal of Impact Engineering*, vol. 16, issue 1, pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom, F.A. (2008). Perceiving light versus material. *Vision research*, vol. 48, issue 20, pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S., Jones, R. (2006). Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, vol. 76, issue 3, pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Pymouli, A., Harris, D., Irving, P. (2005). The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach. *Human Factors and Aerospace Safety*, vol. 5, no. 2, pp. 89–106.

Сведения об авторе

Давыдов Искандар Ахтамович, старший преподаватель кафедры авиационной техники и диагностики Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова, iskander_bek@mail.ru.

Information about the author

Iskandar A. Davydov, Senior Lecturer, Chair 24 of Aviation Engineering and Diagnostics, St. Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A. A. Novikov (Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education), iskander_bek@mail.ru.

Поступила в редакцию	10.03.2025	Received	10.03.2025
Одобрена после рецензирования	31.03.2025	Approved after reviewing	31.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025