

## **Анализ напряженно-деформированного состояния деталей планера самолета из композиционных материалов на основе сканирования и решения глобально-локальной задачи**

**Толстикова В.Г.<sup>1\*</sup>, Пыхалова А.А.<sup>1,2\*\*</sup>**

<sup>1</sup> *Иркутский национальный исследовательский технический университет, ИрННТУ, ул. Лермонтова, 83, Иркутск, 664074, Россия*

<sup>2</sup> *Иркутский государственный университет путей сообщения, ИрГУПС, ул. Чернышевского, 15, Иркутск, 664074, Россия*

\*e-mail: [tolstikovvg@mail.ru](mailto:tolstikovvg@mail.ru)

\*\*e-mail: [pykhalov\\_aa@mail.ru](mailto:pykhalov_aa@mail.ru)

**Статья поступила 27.05.2021**

### **Аннотация**

В работе представлено математическое моделирование слоистых полимерных композиционных материалов, применяемых в современных конструкциях планера летательных аппаратов, построенное на основе сканирования деталей компьютерным томографом с последующей математической обработкой полученной информации и построением конечно-элементных моделей для анализа напряженно-деформированного состояния деталей. Основным аспектом работы является определение степени влияния внутренних дефектов на прочность изготовленной детали по результатам анализа индивидуальной конечно-элементной модели при расчетных условиях нагружения. Дополнительно в работе реализовано решение глобально-локальной задачи теории упругости, что позволяет рассматривать зону дефекта, полученную при сканировании, с достаточной

точностью, при этом не перегружая конечно-элементную модель детали в целом. Результат применения представленного подхода позволяет определить годность деталей, изготовленных из слоистых полимерных композиционных материалов, с высокой степенью адекватности, заключающейся во влиянии на прочность реальных дефектов в них, выявленных в процессе неразрушающего контроля компьютерным томографом.

**Ключевые слова:** структура композиционного материала, компьютерная томография, конечно-элементная модель, каркасная модель.

## Введение

В настоящее время развитие технологий слоистых полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеродного волокна привело к тому что они стали использоваться для изготовления силовых элементов авиационных конструкций, таких как панели крыла, лонжероны, шпангоуты и др. [1]. В этом случае, при их изготовлении, важную роль играет обеспечение заданного уровня точности механических характеристик, которые для композитных материалов менее стабильны, чем при изготовлении деталей из металлов. Это связано с тем, что технологически ПКМ создается одновременно с изготовлением конструкции детали, которая, в этом случае, имеет, практически, окончательный вид. В результате, в структуре детали могут образовываться многочисленные дефекты, которые распределены по её объёму и оказывают влияние на физико-механические

(прочностные) характеристики ПКМ [2]. Представленное обстоятельство отражается, прежде всего, на величине назначаемого коэффициента запаса прочности детали в сторону его увеличения, что приводит к необходимости увеличения массы детали.

Таким образом, параметры прочности и массы детали из ПКМ в значительной степени зависят от совершенства технологии её изготовления.

Стандартная технология ПКМ предполагает, что, после завершения этапа полимеризации связующего, деталь подвергается неразрушающему контролю, необходимому для выявления внутренних дефектов структуры материала. В настоящее время широкое применение получил ультразвуковой контроль (УЗК). Дефектоскопы этого типа позволяют получить визуальное изображение зон с дефектами (рис. 1) [3], определить их размеры и положение относительно поверхности детали. Результаты контроля отображаются в виде сканов: В - вид сверху и С – вид с боку (рис. 1).

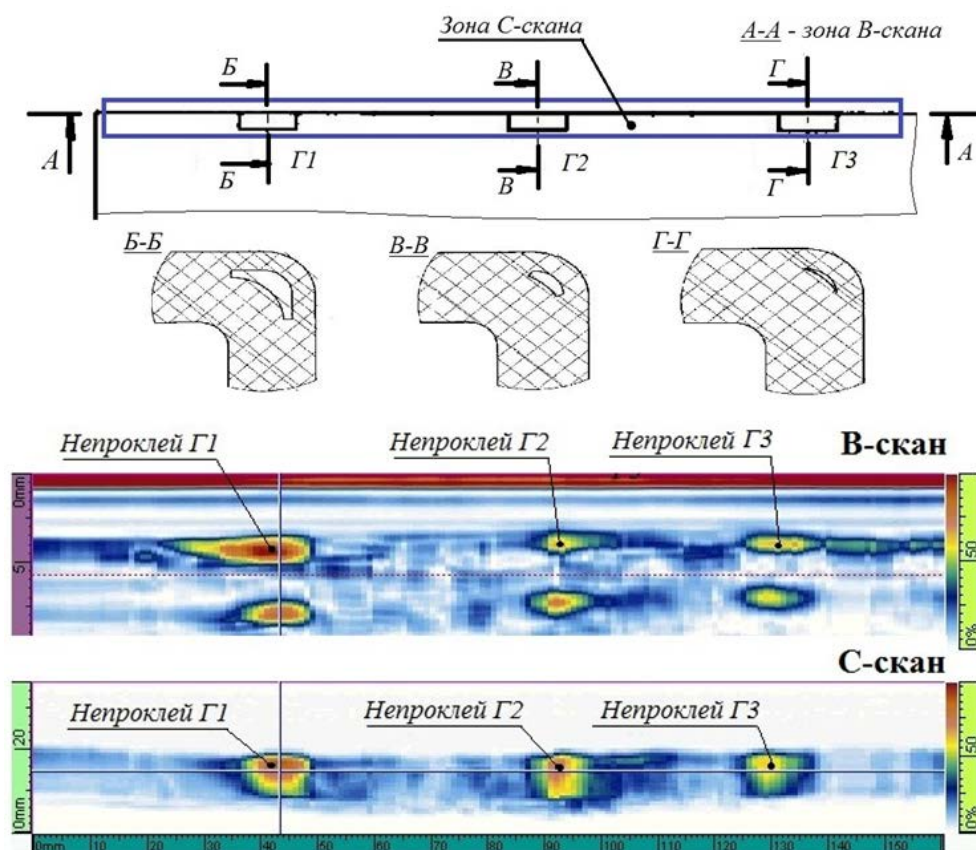


Рис. 1 - Результаты ультразвукового контроля образца из ПКМ

Недостатком этого метода, при сканировании композиционных материалов, является низкий уровень точности при определении вида (типа) дефекта. Например, если будут обнаружены: трещина, расслоение или полость, то эти типы дефектов будут определены одинаково, как некоторая несплошность материала. Также, если дефекты расположены один под другим, то, из-за отражения ультразвукового сигнала, на первом дефекте второй определить невозможно. И другие сложности, затрудняющие его использование при работе с ПКМ [4].

В свою очередь, тип дефекта (расслоение, не проклей, трещина и др.) может оказывать влияние на прочность в зависимости от вида деформаций и напряженного состояния детали [5]. Например, дефект в виде расслоения ПКМ при растяжении не оказывает влияния на прочность, в тоже время, при сжатии прочность в зоне

расслоения существенно снижается и приводит к развитию зоны распространения дефекта. Следовательно, от точности идентификации дефекта и определения его геометрии и размеров при неразрушающем контроле будет зависеть прочность детали при расчетных и других условиях нагружения.

Другим аспектом недостатков применения УЗК является то, что на основе только места расположения дефекта невозможно построить его математическую модель, позволяющую получить напряженно-деформированное состояние (НДС) в области дефекта, и тем самым, принять решение о годности детали для эксплуатации. В тоже время, применение УЗК не выпадает из технологии контроля ПКМ, так как позволяет оперативно получить сами области дефекта и их размер, то есть он может использоваться в качестве «экспресс» метода контроля. А, для оценки прочности детали (НДС) в области дефекта требуется дополнительное, построенное на другом физическом принципе, сканирование, позволяющее определить и классифицировать вид дефекта.

Для этого дополнительного сканирования, в представленной работе, предлагается использовать более информативный метод неразрушающего контроля, построенный с применением промышленной компьютерной томографии (КТ) [4]. Идея состоит в том, что посредством КТ, для исследуемой детали, создается цифровая растровая 3D модель, которая, в свою очередь, наиболее полно подходит для построения конечно-элементной (КЭ) модели [6,7,8,9] и последующего проведения анализа напряженно-деформированного состояния в области дефекта.

Процесс выявления дефекта и создание КЭ модели являются двумя последовательными самостоятельными этапами.

КТ сканирование является первым этапом. На его основе создается каркасная модель в виде набора сечений (растровых изображений) деталей с дефектами (Рис. 2). На втором этапе строится КЭ модель, отражающая в себе структуру ПКМ детали с дефектами и проводится анализ НДС детали.

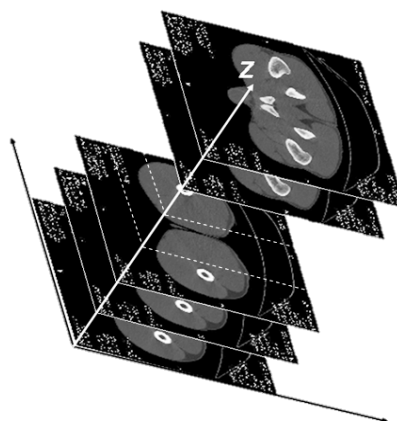


Рис. 2 - Набор сечений зоны дефекта в виде пакета растровых изображений

Основным недостатком представленного подхода является большой объем выходного файла, требующий значительных вычислительных ресурсов компьютерной техники. Учитывая, что детали силовой конструкции из композиционного материала имеют значительные габаритные размеры, получить полную 3D модель сканируемой детали представляется чрезвычайно сложной задачей.

Для решения этой проблемы в работе предлагается применить математический подход, состоящий в использовании решения глобально-локальной задачи теории упругости, который позволяет, выполнять анализ крупногабаритных деталей на упрощенной КЭ модели с последующим определением НДС в зоне

дефекта [10,11]. В этом случае в зонах дефектов могут быть применены КЭ объёмного типа, с индивидуальной необходимой густотой сетки. В результате, требования к вычислительным ресурсам значительно сокращаются, и становятся технологически приемлемыми.

Таким образом, в представленной работе предлагается, для выявления и определения вида дефекта внутренней структуры деталей из ПКМ, использовать КТ сканирования. Результаты этого сканирования, в виде пакета растровых изображений, используются при построении индивидуальной КЭ модели для последующего анализа НДС в зоне дефекта. Для решения проблемы экономии вычислительных ресурсов предлагается использовать глобально-локальный анализ теории упругости. В результате принятие решения о годности изготовленной ПКМ детали с выявленными дефектами структуры происходит по результатам оценки её прочности, при расчетных и других нагрузках.

### **Предлагаемый метод исследования**

Предлагаемый в работе метод основан на результатах исследования по построению и анализу КЭ моделей неоднородных ДТТ на основе сканирования [6,12, 13].

В данной работе рассматривается моделирование слоистого полимерного композиционного материала (ПКМ) для изготовления деталей силовой конструкции летательного аппарата. Данный тип материала имеет упорядоченную структуру, состоящую из полимерной матрицы армированной непрерывными волокнами с высоким значением модуля упругости [1,14]. Волокна объединены в ленты и

расположены параллельно друг другу в слое. Количество слоев и их относительная ориентация позволяют управлять анизотропией физико-механических характеристик материала при его создании. На рисунке 3 представлена структура ПКМ. Возможность исследования структуры композитного материала с помощью КТ представлено авторами в работах [15,16,17,18]. Полученные результаты демонстрируют

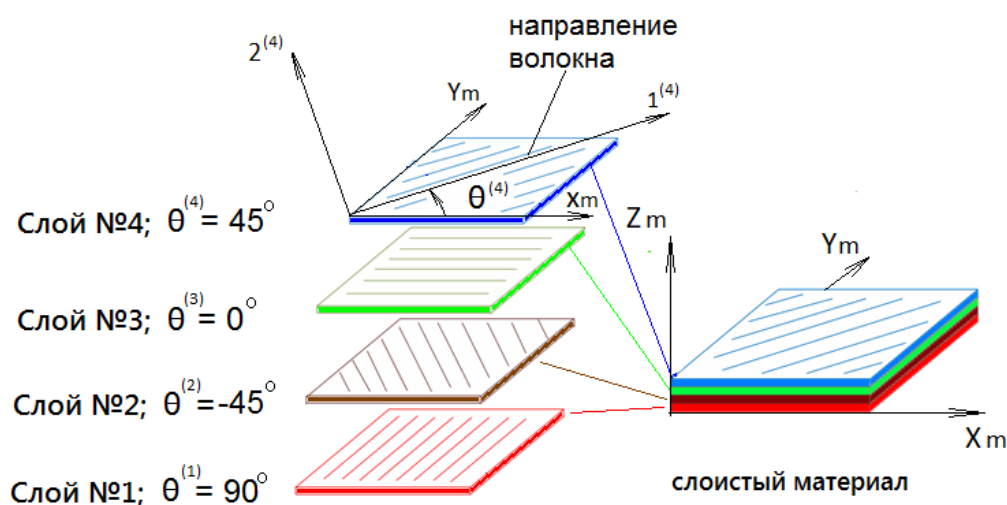


Рис. 3 - Структура слоистого ПКМ

расположения и направления волокон, а также места пустот внутри структуры.

Разработанный алгоритм построения КЭ модели слоистого ПКМ представлен в виде блок-схемы на рисунке 4.

Томограмма в виде растровой 3D модели полученная сканированием образца из ПКМ на промышленном компьютерном томографе Phoenix v/tome/x m 300 показана на рисунке 5.





Рис. 4 - Блок-схема алгоритма построения КЭ модели слоистого композиционного материала

В поперечном сечении образец имеет дефект в виде неравномерной пропитки волокна связующим. Технология КТ позволяет определить вид дефекта его размеры и расположение относительно базовых поверхностей исследуемой детали. Шаг сканирования сечений в направлении осей  $x$ ,  $y$ ,  $z$  может составлять 5 мкм.

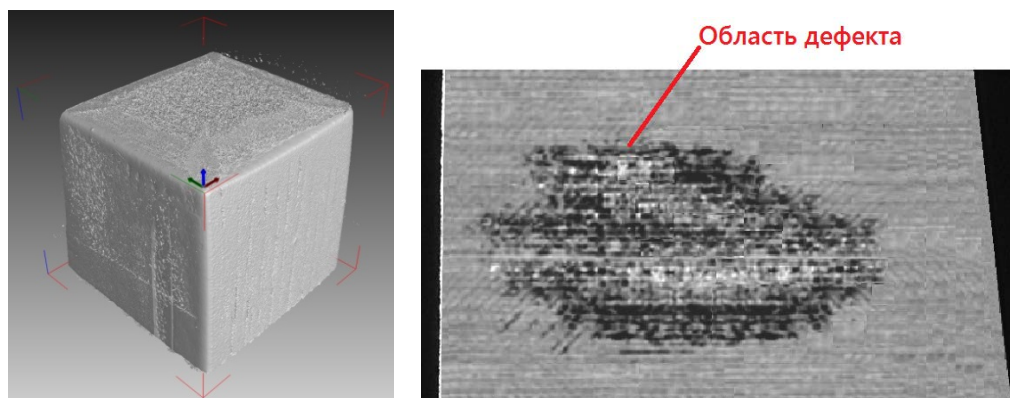


Рис. 5. Растровая 3D модели образца из слоистого композиционного материала

Полученная растровая модель является выходной информацией сканирования. На её основе формируется упорядоченный пакет растровых изображений в направлении одной из осей системы координат исследуемого объекта. Растровые изображения имеют плоскую двухмерную систему координат. Осями являются ширина и высота изображения выходящими из верхнего левого угла (рис.6а). Единицей измерения является пиксель. Ниже показан вид матрицы растрового изображения.

$$I(m,n) = \begin{bmatrix} I_{1,1} & \cdots & I_{1,j} & \cdots & I_{1,n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_{i,1} & \cdots & I_{i,j} & \cdots & I_{i,n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_{m,1} & \cdots & I_{m,j} & \cdots & I_{m,n} \end{bmatrix} \quad i \in [1,m]; j \in [1,n]. \quad (1)$$

Последующим шагом построения модели является построение каркасной модели зоны неоднородности материала (дефекта), который состоит из этапов:

- определение системы координат пакета изображений;
- бинаризация изображений пакета;
- распознавание контуров дефекта на каждом изображении (рис. 6а);

- определение опорных точек на контуре;
- векторизация контуров дефекта по средствам сплайн-интерполяции (рис. 6б);
- объединение векторизованных контуров в каркасную модель (рис. 7а).



Рис. 6 - Построение контура зоны дефекта

Для выделения области с выраженной неоднородностью на растровом изображении сечении ПКМ достаточно применить математическую функцию «0-1» [6] предназначенную для построения предварительных контуров в сечении (внешней геометрии и внутренней структуры)

Функция «0-1» выполняет присвоение пикселям матрицы индексов цвета следующих значений: для определения области объекта – значений, равных 1, для остальных пикселей – значений, равных 0:

$$f_{01}(n_{НП}, n_{ВП}, I_{grey}) = \begin{cases} 0, & I_{grey} < n_{НП} \text{ или } I_{grey} > n_{ВП} \\ 1, & n_{НП} \leq I_{grey} \leq n_{ВП} \end{cases}, \quad (2)$$

где  $n_{ВП}$  и  $n_{НП}$  – верхний и нижний фиксированные пределы определения области объекта,  $n_{ВП}, n_{НП} \in [0, 255]$ ;  $I_{grey}$  – исходная матрица индексов цвета.

$$I_{grey}(x, y) : N \times N \rightarrow [0, 255]. \quad (3)$$

Подробное описание метода определения контуров геометрии показано в работах [6, 11] и реализовано посредством специально разработанной программы [19, 20] обработки и идентификации растровых изображений сканирования КТ ДТТ и реализованной для построения КЭ модели неоднородной структуры костной ткани.

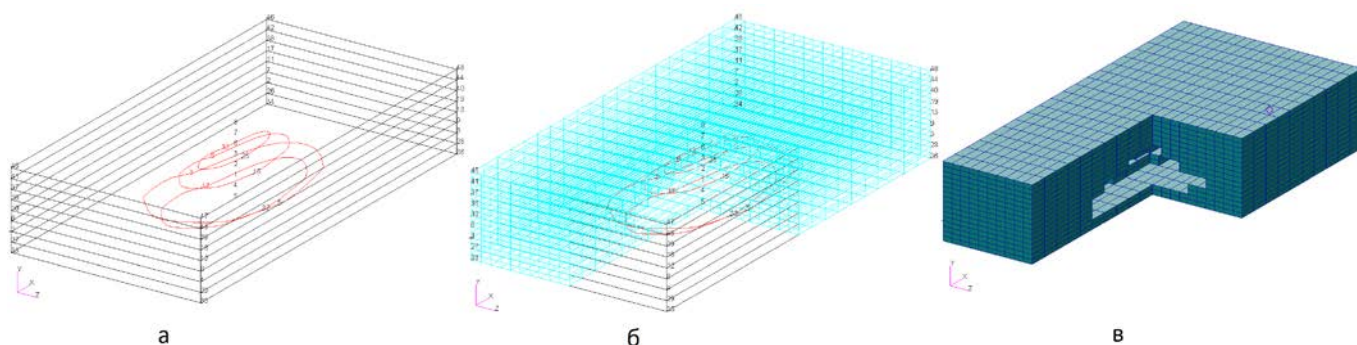


Рис. 7 - Создание объёмной КЭ модели участка детали с выявленным дефектом: а

На рисунке 7 показана последовательность преобразования КЭ сетки: а) каркасная модель зоны дефекта, б) преобразование сетки КЭ модели зоны дефекта, в) КЭ модель детали из ПКМ с дефектом.

Данные для построения КЭ модели импортируются из САД модели (толщина, количество и углы укладки слоев, упругие характеристики). Далее выполняется наложение каркасной модели неоднородности на объёмную КЭ модель участка детали с выявленным дефектом, с последующим преобразованием сетки конечных элементов по слоям, которые попали в зону дефекта, по средствам изменения (уменьшения) упругих свойств материала.

Подробный анализ напряжённо-деформированного состояния сложных авиационных конструкций из композиционных материалов может значительно увеличить вычислительные затраты. Для решения этой проблемы в работе

предлагается применить подход с использованием глобально-локального анализа теории упругости, который состоит из двухэтапного алгоритма оценки полей напряжений [9,10].

В предлагаемом способе первым шагом является выполнение статического анализа всей КЭ модели (рис. 8), построенной с использованием 2D конечных элементов для определения узловых перемещений (рис.9).

Узловые перемещения  $\{\Delta_f\}$  определяют через узловые силы в уравнение податливости для условий закрепленного элемента [7]:

$$\{\Delta_f\} = [f]\{F_f\}, \quad (4)$$

где:  $[f]$  матрица податливости элемента;

$\{F_f\}$  матрица узловых сил.

Примечание: нижние индексы  $f$  в формуле (4) означают, что у векторов перемещений и сил исключены компоненты, связанные с условиями закрепления.

Уравнения податливости выводятся из соотношений жесткости путем статически определимого закрепления тела с последующим исключением столбцов и строк матрицы жесткости, отвечающих компонентам закрепления и обращением матрицы из оставшихся элементов.

$$[f] = [k_{ff}]^{-1} \quad (5)$$

где:  $[k_{ff}]$  матрица жесткости элемента.

Уравнение податливости для консольного закрепления элемента

$$\begin{Bmatrix} w_1 \\ \theta_1 \end{Bmatrix} = \frac{L}{6EI} \begin{bmatrix} 2L^2 & 3L \\ 3L & 6 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_1 \\ M_1 \end{Bmatrix} \quad (6)$$

Где:  $L$  - длина консольной части;

$E$  - модуль упругости;

$I$  - момент инерции сечения;

$w_1$  - перемещение;

$\theta_1$  - угол поворота;

$F_1$ ,  $M_1$  - сила и момент.

На рисунке 8 показаны результаты анализа НДС глобальной КЭ модели.

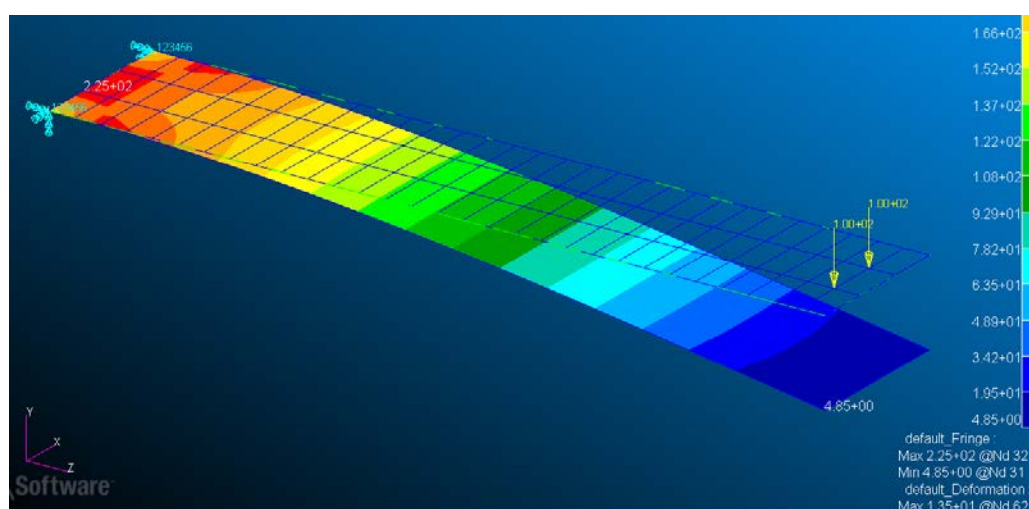


Рис. 8 - Глобальная 2D КЭ модель

Векторное поле перемещений узлов глобальной КЭ модели показано на рисунке 9

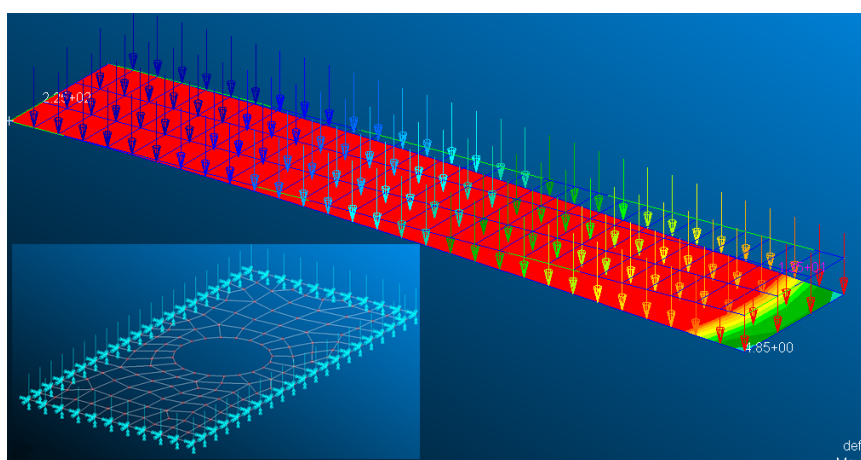


Рис. 9 - Векторное поле перемещений узлов глобальной КЭ модели и выделение модели локального участка

На втором шаге для критической области выполняется определение поля напряжений по толщине композиционного материала (рис.10б) через граничные условия узловых перемещений, полученных в глобальной модели (рис.10а).

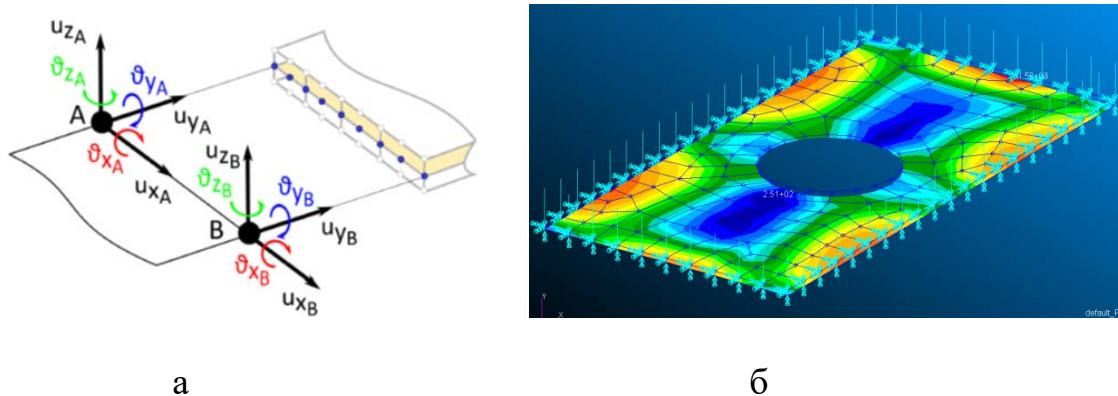


Рис. 10 - Глобальная-локальная связь в КЭ модели а), б) поле напряжений в сечении локальной модели ПКМ.

Построение локальной КЭ модели выполняется на более подробной сетке КЭ объемного напряженно-деформированного состояния (НДС).

## Выводы

1. Компьютерная томография определяет макроструктуру детали из ПКМ и наличие внутренних дефектов. В процессе послойного просмотра томограммы максимально точно определяются размеры, формы и расположение дефекта относительно поверхностей детали и создается пакет растровых изображений с практически любым шагом в направлении осей  $x$ ,  $y$ ,  $z$  для последующего построения КЭ модели.

2. Предложенный подход позволяет получить КЭ модель деталей из ПКМ с индивидуальной структурой внутренних дефектов композитного материала о



наличии которых была получена информация при выполнении УЗК с последующим уточняющим КТ сканированием.

3. Глобально-локальный анализ теории упругости позволяет значительно сократить время вычислений и проводить конечно-элементное моделирование дефектов в напряженно-деформированной среде детали. В результате становится доступным определить поля напряжений на локальном участке детали с дефектом, построенном из объёмных КЭ. Предложенный подход позволит исследовать рост трещин в расчетах на живучесть и долговечность деталей, а также взаимодействия концентраторов напряжений.

### Библиографический список

1. Голован В.И., Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Несущая способность панелей из композиционных материалов при наличии эксплуатационных повреждений // Труды МАИ. 2020. № 110. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=112830>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-5](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-5)
2. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В., Шевченко А.В. Расчетные исследования влияния некоторых видов эксплуатационно-технологических повреждений на несущую способность стрингерных панелей из ПКМ // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105636>
3. Бойчук А.С., Генералов А.С., Далин М.А., Диков И.А. Контроль монолитных деталей и конструкций авиационной техники, изготавливаемых из ПКМ, ультразвуковым методом неразрушающего контроля с использованием



фазированных решеток // X Всероссийская конференция «ТестМат. Основные тенденции, направления и перспективы развития методов неразрушающего контроля в аэрокосмической отрасли»: сборник трудов (Москва, 09 февраля 2018). – М.: ВИАМ, 2018. С. 18 - 31.

4. Бойцов Б.В., Васильев С.Л., Громашев А.Г., Юргенсон С.А. Методы неразрушающего контроля, применяемые для конструкций из ПКМ // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: [http://trudymai.ru/published.php?ID=28061&PAGEN\\_2=2](http://trudymai.ru/published.php?ID=28061&PAGEN_2=2)

5. Мурашев В.В., Румянцев А.Ф. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов // Контроль. Диагностика. 2007. № 4. С. 23 - 31.

6. Пыхалов А.А., Зыонг В.Л., Толстиков В.Г. Построение и анализ конечно-элементных моделей неоднородных деформируемых твердых тел на основе сканирования // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2018. № 4. С. 106 - 118. DOI: [10.15593/perm.mech/2018.4.10](https://doi.org/10.15593/perm.mech/2018.4.10)

7. Зенкевич О.С. Метод конечных элементов в технике. - М.: Мир, 1975. - 542 с.

8. Бате К., Вильсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. – М.: Стройиздат, 1982. - 448 с.

9. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы. - М.: Мир, 1984. – 431 с.

10. Carrera E., Pagani A., Silva G. Global-Local Structural Analysis Of Composite Wings // 31st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS), Belo Horizonte, September 09-14, 2018.

11. Яшутин А.Г., Суренский Е.А. Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49151>

12. Зыонг В.Л., Пыхалов А.А. Математическое моделирование и автоматизация обработки изображений сканирования твердых деформируемых тел с неоднородными свойствами материала и геометрии для построения их конечно-элементных моделей // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2017. № 2 (54). С. 30 - 39.

13. Зыонг В.Л., Пыхалов А.А., Татарникова С.Р. Интерполяция геометрии и неоднородности материала деформируемых тел при построении их объемных моделей методом конечных элементов на основе сканирования компьютерным томографом // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2017. № 3 (55). С. 10 - 18.

14. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композиционных материалов. – М.: Физматлит, 2013. – 272 с.

15. Бехметьев В.И. Исследование изменения структуры полимерных композиционных материалов при ударном воздействии методом рентгеновской вычислительной томографии // Наука без границ. 2017. № 5 (10). С. 154 - 161.

16. Непомнящая П.К., Карих В.П. Рентгеновская компьютерная томография приповерхностной зоны крупногабаритных изделий из энергонасыщенных материалов // Южно-Сибирский научный вестник. 2015. № 4 (12). С. 76 - 79.
17. Garcea S.C., Wang Y., Withers P.J. X-ray computed tomography of polymer composites // Composites Science and Technology, 2017, vol. 156, pp. 305 - 319. DOI: [10.1016/j.compscitech.2017.10.023](https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2017.10.023)
18. Liu R., Sancaktar E. Identification of crack progression in filled rubber by micro X-ray CT-scan // International Journal of Fatigue, 2018, vol. 111, pp. 144 - 150.
19. Пыхалов А.А., Зыонг В.Л. Математическое моделирование для автоматизации обработки результатов сканирования деформируемых твердых тел сложной геометрической формы с неоднородными механическими характеристиками для построения их конечно-элементных моделей // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2017661241 от 06.10.2017.
20. Пыхалов А.А., Зыонг В.Л. Математическое моделирование обработки результатов сканирования деформируемых твердых тел для построения геометрии их конечно-элементных моделей // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2018615239 от 03.05.2018.

## **Stress-strain analysis of aircraft airframe parts from composite materials based on scanning and global-local problem solution**

**Tolstikov V.G.<sup>1\*</sup>, Pykhalov A.A.<sup>1,2\*\*</sup>**

*<sup>1</sup>Irkutsk National Research Technical University,  
83, Lermontov str., Irkutsk, 664074, Russia*

*<sup>2</sup>Irkutsk State Transport University,  
15, Chernyshevsky str., Irkutsk, 664074, Russia*

*\*e-mail: [tolstikovvg@mail.ru](mailto:tolstikovvg@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [pykhalov\\_aa@mail.ru](mailto:pykhalov_aa@mail.ru)*

### **Abstract**

The article considers mathematical modeling of laminated polymer composite materials, being built basing on scanning parts with a computer tomograph with further mathematical processing of the obtained information and finite element models building. The main aspect of the work consists in determining the degree of the internal defects impact on the strength of the manufactured part by the results of the analysis of the individual finite element model.

The computed tomography technology allows determining the type of defect, its size and location relative to the base surfaces of the part under study. The resulting raster model is the scan data output. The well-ordered packet of raster images with the defect in one of the of coordinates system axis direction of the object under study is being formed. The subsequent step consists in creating a wireframe model of the defect zone. The step consists of the following stages:

- determining the coordinate system of the image package;
- binarization of the images packet;

- detecting defect contours in each image;
- defining anchor points on a contour;
- vectorization of defect contours by the spline interpolation method;
- combining vectorized contours into a wireframe model.

Further, the superimposition of the wireframe model of the defect on the 3D finite elements model of the part's zone with the identified defect is being performed. The subsequent properties transformation of the finite elements that have fallen into the defect zone consists in the change (decrease) in the elastic properties of the material.

Detailed analysis of the stress-strain state of aircraft structures from composite materials may significantly increase the computational costs. To solve this problem, this article suggests employing the global-local analysis of the elastic theory. This will allow considering the defect zone obtained after scanning with sufficient accuracy, without the part finite element model complication.

The presented approach application allows determining the suitability of the parts from laminated polymer composite materials with a high degree of adequacy, which consists in determining the real defects, revealed while the scanning process with the computed tomography, impact on the strength of the part.

the effect on strength the part real defects identified in the process of scanning on a computed tomography.

**Keywords:** composite materials structure, computed tomography, finite element model, wireframe model.

## References

1. Golovan V.I., Dudar'kov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 110. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=112830>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-5](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-5)
2. Dudar'kov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V., Shevchenko A.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 106. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105636>
3. Boichuk A.S., Generalov A.S., Dalin M.A., Dikov I.A. *X Vserossiiskaya konferentsiya "TestMat. Osnovnye tendentsii, napravleniya i perspektivy razvitiya metodov nerazrushayushchego kontrolya v aerokosmicheskoi otrasli": sbornik trudov*. Moscow, VIAM, 2018, pp. 18 - 31.
4. Boitsov B.V., Vasil'ev S.L., Gromashev A.G., Yurgenson S.A. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: [http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28061&PAGEN\\_2=2](http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28061&PAGEN_2=2)
5. Murashev V.V., Rumyantsev A.F. *Kontrol'. Diagnostika*, 2007, no. 4, pp. 23 - 31.
6. Pykhalov A.A., Zyong V.L., Tolstikov V.G. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika*, 2018, no. 4, pp. 106 - 118. DOI: [10.15593/perm.mech/2018.4.10](https://doi.org/10.15593/perm.mech/2018.4.10)
7. Zenkevich O.C. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* (Finite element method in engineering), Moscow, Mir, 1975, - 542 s.
8. Bate K., Vil'son E. *Chislennyye metody analiza i metod konechnykh elementov* (Numerical methods in finite element analysis), Moscow, Stroiizdat, 1982, 448 p.

9. Gallager P. *Metod konechnykh elementov. Osnovy* (Finite element analysis. Fundamentals), Moscow, Mir, 1984, 431 p.
10. Carrera E., Pagani A., Silva G. Global-Local Structural Analysis Of Composite Wings, *31st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS)*, Belo Horizonte, September 09-14, 2018.
11. Yashutin A.G., Surenskii E.A. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49151>
12. Zyong V.L., Pykhalov A.A. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovanie*, 2017, no. 2 (54), pp. 30 - 39.
13. Zyong V.L., Pykhalov A.A., Tatarnikova C.P. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovanie*, 2017, no. 3 (55), pp. 10 - 18.
14. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudar'kov Yu.I. *Prochnost' i ustoichivost' elementov i soedinenii aviatsionnykh konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* (Strength and stability of aircraft structures' elements and joints from composite materials), Moscow, Fizmatlit, 2013, 272 p.
15. Bekhmet'ev V.I. *Nauka bez granits*, 2017, no. 5 (10), pp. 154 - 161.
16. Nepomnyashchaya P.K., Karikh V.P. *Yuzhno-Sibirskii nauchnyi vestnik*, 2015, no. 4 (12), pp. 76 - 79.
17. Garcea S.C., Wang Y., Withers P.J. X-ray computed tomography of polymer composites, *Composites Science and Technology*, 2017, vol. 156, pp. 305 - 319. DOI: [10.1016/j.compscitech.2017.10.023](https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2017.10.023)

18. Liu R., Sancaktar E. Identification of crack progression in filled rubber by micro X-ray CT-scan, *International Journal of Fatigue*, 2018, vol. 111, pp. 144 - 150.
19. Pykhalov A.A., Zyong V.L. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM 2017661241*, 06.10.2017.
20. Pykhalov A.A., Zyong V.L. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM 2018615239*, 03.05.2018.