

Введение

Процедура сертификации пассажирского самолета по условиям прочности конструкций из ПКМ основывается на сочетании экспериментальных и расчетных исследований (так называемая «Пирамида», «building-block approach, BBA»). Использование только экспериментальных данных для исследования прочности может оказаться слишком дорогим решением, так как необходимо провести испытания образцов для обоснования прочности для всех возможных расчетных случаев, мод разрушения условий эксплуатации и состояний конструкции. Использование для обоснования прочности только расчетных методов в настоящее время трудновыполнимо в связи с отсутствием полного набора экспериментально проверенных методов расчета, позволяющих с требуемой надежностью рассчитать конструкцию из ПКМ с учетом всех факторов, действующих на нее в эксплуатации. Поэтому «Пирамида» является сочетанием расчетных и экспериментальных исследований, при которой сделанные на основании расчетов выводы проверяются экспериментально, а план экспериментальных исследований разрабатывается по результатам расчета. При этом объемы как расчетных, так и экспериментальных исследований уменьшаются при увеличении надежности результата.

1. Цели расчёто-экспериментальных работ:

- разработка и валидация методики определения вида и размера повреждения конструкций из ПКМ при ударном воздействии;
- разработка и валидация методики оценки остаточной прочности конструкций из ПКМ с ударным повреждением;
- проведение виртуальных экспериментов;
- сокращение объема натурных испытаний.

2. Задачи расчёто-экспериментальных работ:

- Анализ результатов испытаний образцов из ПКМ;
- Разработка математической модели материала для описания поведения ПКМ с позиции разномодульной теории упругости твердого тела;
- Разработка методики оценки ударного повреждения конструкций из ПКМ;
- Разработка методики расчета несущей способности конструкций из ПКМ с повреждениями (производственными дефектами);
- Проведение виртуальных экспериментов.

3. Описание основных принципов «Пирамиды»

Процедура сертификации конструкции по условиям прочности основывается, как правило, на сочетании экспериментальных и расчетных исследований. Необходимость тщательного планирования исследований свойств элементов и агрегатов планера самолета, в конструкции которых используются композиционные материалы, основывается на:

- 1) отсутствии надежных методов их расчета;
- 2) большом количестве возможных мод разрушения;
- 3) относительно малого опыта применения композиционных материалов для изготовления основных силовых элементов самолетов транспортной категории;
- 4) возможно большим, чем для металлов, рассеянии характеристик композиционных материалов и их зависимости от условий эксплуатации.

Пирамида расчетно-экспериментальных исследований элементов конструкции крыла из ПКМ магистрального самолета (далее по тексту – «Пирамида») является комплексом мероприятий по проведению натурных испытаний и расчетов статической и усталостной прочности элементов конструкции крыла самолета в обеспечение требований, предъявляемых при сертификации воздушного судна.

«Пирамида», как комплекс, состоит из связанных между собой элементов. Элемент «Пирамиды» – мероприятие, выполняемое с целью получения подтверждений правильности проектирования конструкции или выбора материала, технологических операций и их параметров.

Мероприятие – совокупность действий, нацеленных на выполнение единой задачи.

Связи между элементами – обоснование использования результатов, полученных при выполнении мероприятий одного уровня «Пирамиды», для выполнения мероприятий на других уровнях «Пирамиды».

Общий вид «Пирамиды» расчетно-экспериментальных исследований показан на рисунке 1. «Пирамида» состоит из семи основных блоков.



Рисунок 1 – Общая схема пирамиды расчетно-экспериментальных исследований

Реализация «Пирамиды» позволяет существенно сократить риски на этапе проектирования, изготовления опытных изделий и сертификации.

Как результат, появляется возможность подтвердить правильность выбора:

- композиционных материалов, а также технологий их изготовления и обработки;
- конструкторских решений;
- технологических операций сборки;
- критериев прочности;
- методик расчета прочности (валидация и верификация математических (МКЭ и пр.) моделей);
- расчетных аналитических и конечно-элементных моделей элементов и агрегата крыла.

Полученные в ходе работ обосновывающие материалы используются при доказательстве соответствия конструкции планера самолета требованиям сертификационного базиса и других нормативных документов.

Целью данной научно-исследовательской работы является разработка методики оценки остаточной прочности конструктивно-подобных образцов панелей кессона крыла магистрального самолета в программном комплексе конечно-элементного анализа LS-DYNA.

В работе представлена поэтапная методика проведения виртуальных ударных испытаний металлическим бойком по элементам из ПКМ:

- описан алгоритм настройки математической модели пользовательского материала UMAT;
- представлено описание разработки КЭ моделей элементов из ПКМ;
- представлено описание методики проведения виртуальных испытаний на сжатие элементов из ПКМ, в том числе поврежденных механическим ударом:
- представлено описание КЭ моделей элементов из ПКМ для проведения виртуальных испытаний на сжатие;
- описан алгоритм переноса повреждений по результатам моделирования ударных испытаний;
- выполнена апробация разработанных методик на примере виртуальных испытаний на остаточную прочность конструктивно-подобных образцов (далее – КПО) 4-х стрингерных панелей кессона крыла магистрального самолета;
- приведены результаты виртуальных испытаний, сравнение с результатами натурных испытаний.

4. Подходы к моделированию ПКМ

Композиционные материалы, как правило, являются анизотропными материалами. Для однородных волокнистых материалов чаще всего применяют ортотропную модель в рамках одного монослоя.

Диаграмма деформирования ПКМ описывается линейным поведением зависимости напряжений до точки достижения максимума напряжений, после чего начинается процесс разрушения, сопровождаемый возникновением, накоплением микротрещин и приводящий к снижению напряжений с ростом деформаций. Для описания этого процесса вводится понятие поврежденности и эффективного напряжения.

Существует два основных типа критериев разрушения ПКМ. Первый тип – не ассоциированные с типом разрушения. К ним относятся все тензорные полиномиальные критерии, основывающиеся на математической формулировке уравнения поверхности разрушения материала в пространстве компонентов тензора напряжений в зависимости от пределов прочности материала.

Второй тип – ассоциированные с типом разрушения. Это критерии, принимающие во внимание то, что неоднородная структура композиционного материала приводит к возможности различных форм разрушения в материале. Большинство применяемых в настоящее время критериев различают следующие виды разрушения в композитах:

- разрыв волокон;
- поперечное растрескивание связующего;
- сдвиговое растрескивание связующего.

Для описания поведения ПКМ с помощью численного подхода используется метод конечных элементов. По толщине каждого слоя ПКМ располагается один слой КЭ, межслойное взаимодействие моделируется с помощью специальных когезионных КЭ (Рисунок 2).

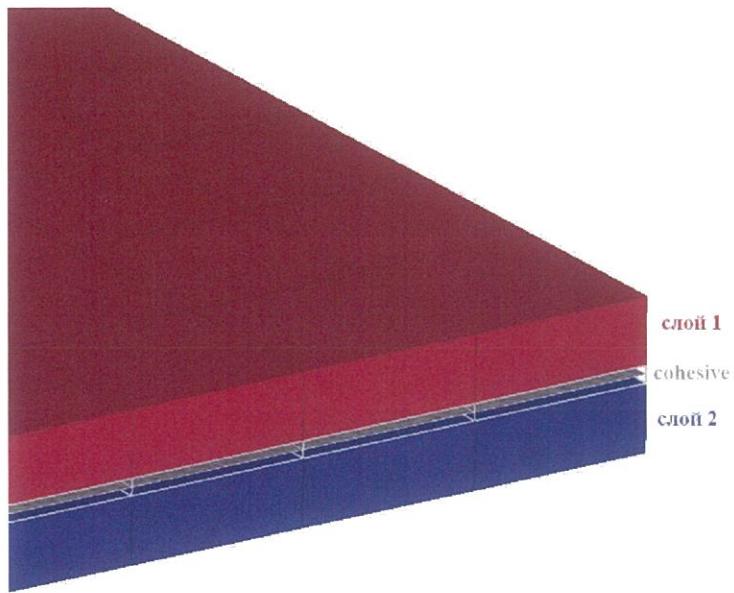


Рисунок 2 – Общий вид КЭ-модели ПКМ состоящего из 2 слоев

При моделировании монослоя ПКМ в программном комплексе LS-DYNA:

Тип КЭ монослоя – твердотельный линейный изопараметрический КЭ, формулировка 2 (fully integrated S/R).

Тип КЭ межслоевого взаимодействия – твердотельный, формулировка 19 (8-noded, 4 point cohesive element). Для исключения влияния на геометрию толщина КЭ межслоевого взаимодействия имеют нулевую толщину.

Так как композиционный материал обладает анизотропией свойств, то для корректного описания напряженно-деформированного состояния ПКМ необходимо задать направления осей материала.

5. Описание, верификация и валидация модели материала

Известно, что некоторые ПКМ обладают свойством разномодульности, то есть упругие характеристики материала при растяжении и сжатии различны. У различных ПКМ в разной степени проявляется свойство разномодульности. Некоторые композиционные материалы из эпоксидной смолы, армированные углеродными волокнами, имеют модуль упругости на растяжение, превосходящий модуль упругости при сжатии до 40%. Таким образом, наиболее обобщённая математическая модель материала для описания поведения широкого круга ПКМ представляется с позиции разномодульной (бимодульной) теории упругости.

На сегодняшний день расчет напряженно-деформированного состояния конструкций из композитов выполняется в современных программах конечно-элементного моделирования, таких как: LS-DYNA, Abaqus, MSC.Nastran, ANSYS и т.д., основанных на использовании метода конечных элементов (МКЭ). Данные программные пакеты предоставляют широкие возможности для моделирования поведения конструкций из ПКМ. Имеющиеся встроенные модели материалов дают возможность учесть анизотропию композиционных материалов, а также процесс повреждения армирующих волокон и связующего (матрицы). Но во всех перечисленных программных пакетах отсутствует обобщённая модель ортотропного материала с повреждаемостью, которая бы позволила учесть свойство разномодульности с позиций теории упругости твердых тел.

Таким образом, для описания напряжённо-деформированного состояния ПКМ во всем диапазоне нагрузок необходимо разработать математическую модель ортотропного материала, позволяющую описать закритическое поведение, обладающую разномодульностью для корректного описания кривой деформирования монослоя и с критерием прочности учитывающем тип разрушения микроструктуры ПКМ.

Анализ экспериментальных характеристик образцов ПКМ показывает, что для моделирования поведения рассматриваемого композиционного материала рекомендуется использовать ортотропный бимодульный материал с нелинейной упругой характеристикой сдвиговых компонент тензора напряжений.

Так как разрушение ПКМ может происходить по различным модам, а именно – разрушение монослоя в направлении волокна, матрицы, межслоевое разрушение, то будем использовать численный подход, который позволяет описать все указанные возможные выше моды разрушения ПКМ.

Для этой цели был разработана математическая модель материала для использования в программном комплексе LS-DYNA, позволяющая выполнять расчеты с использованием явной и неявной схемы интегрирования дифференциальных уравнений.

Разномодульность свойств материала позволяет описать линейное упругое поведение материала при растяжении и сжатии с различными модулями упругости (см. Рисунок 3).

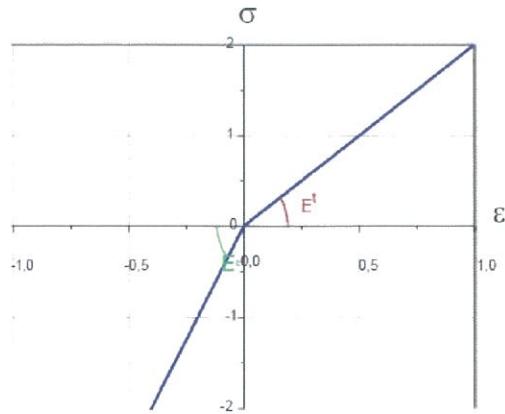


Рисунок 3 – Разномодульное поведение упругого материала

Определяющее соотношение нормальных компонент $\sigma_{nn}(\varepsilon_{nn})$ разработанного материала имеет вид, представленный на Рисунке 4.

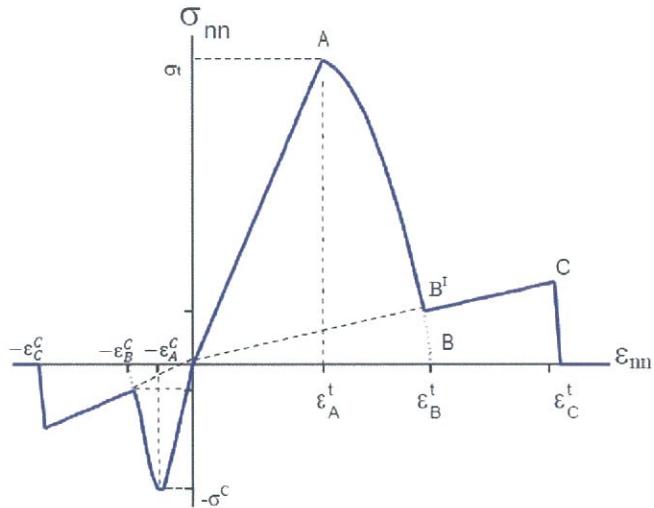


Рисунок 4 – Кривая деформирования нормальных компонент

Зависимость линейная до точки А соответствующей предельному значению напряжений. На участке АВ жёсткость системы снижается по квадратичному закону до тех пор пока деградация не достигнет максимальной величины d_{max} , заданной пользователем (точка В'). Дальнейшее деформирование происходит с постоянной жесткостью соответствующей максимальной величине деградации материала в данном направлении и типу деформирования d_{max} (участок В'С). В точке С достигается предельное значение деформации при котором КЭ удаляется из расчета.

Определяющее соотношение сдвиговых компонент $\sigma_{ij}(\varepsilon_{ij})$ разработанного материала имеет вид, представленный на Рисунке 5.

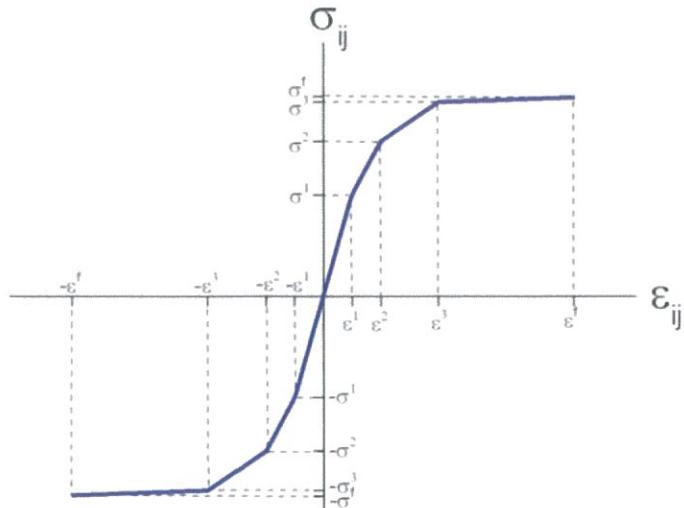


Рисунок 5 – Кривая деформирования сдвиговых компонент

Модуль сдвига $Gij(\varepsilonij)$ описывается кусочно-линейной функцией по 4 точкам. Точка №4 с координатами $(\varepsilonijf; \sigmaijf)$ соответствует разрушению материала.

Для анализа межслоевого взаимодействия используем специальные КЭ – cohesive, с линейно упругим поведением усилия от удлинения КЭ $F(\delta)$ и накоплением повреждения по линейному закону в зависимости от удлинения КЭ, δ (см. Рисунок 6).

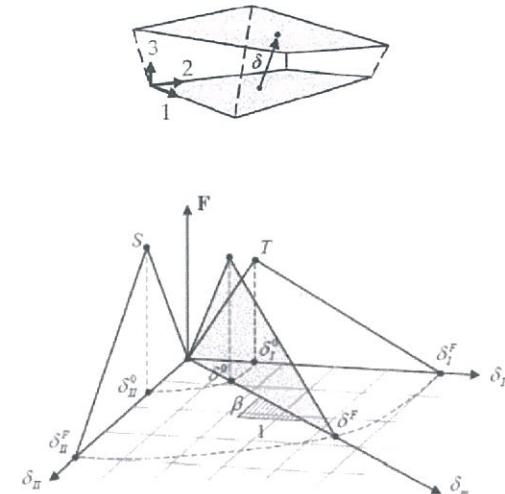


Рисунок 6 – Диаграмма деформирования когезионного КЭ

Все необходимые механические характеристики для определения моделей материалов монослоя и межслоевого соединения получены экспериментально и статистически обоснованы в рамках испытаний по программам общей и специальной квалификации материалов (второй и третий уровни «Пирамиды»). В рамках квалификации материала испытано около 25000 образцов. Для каждого типа испытаний были разработаны конечно-элементные модели для проведения виртуальных экспериментов с использованием предложенных моделей материалов. В качестве примера для некоторых видов испытаний

показано сравнение результатов и расчетов на рисунках 7-8.

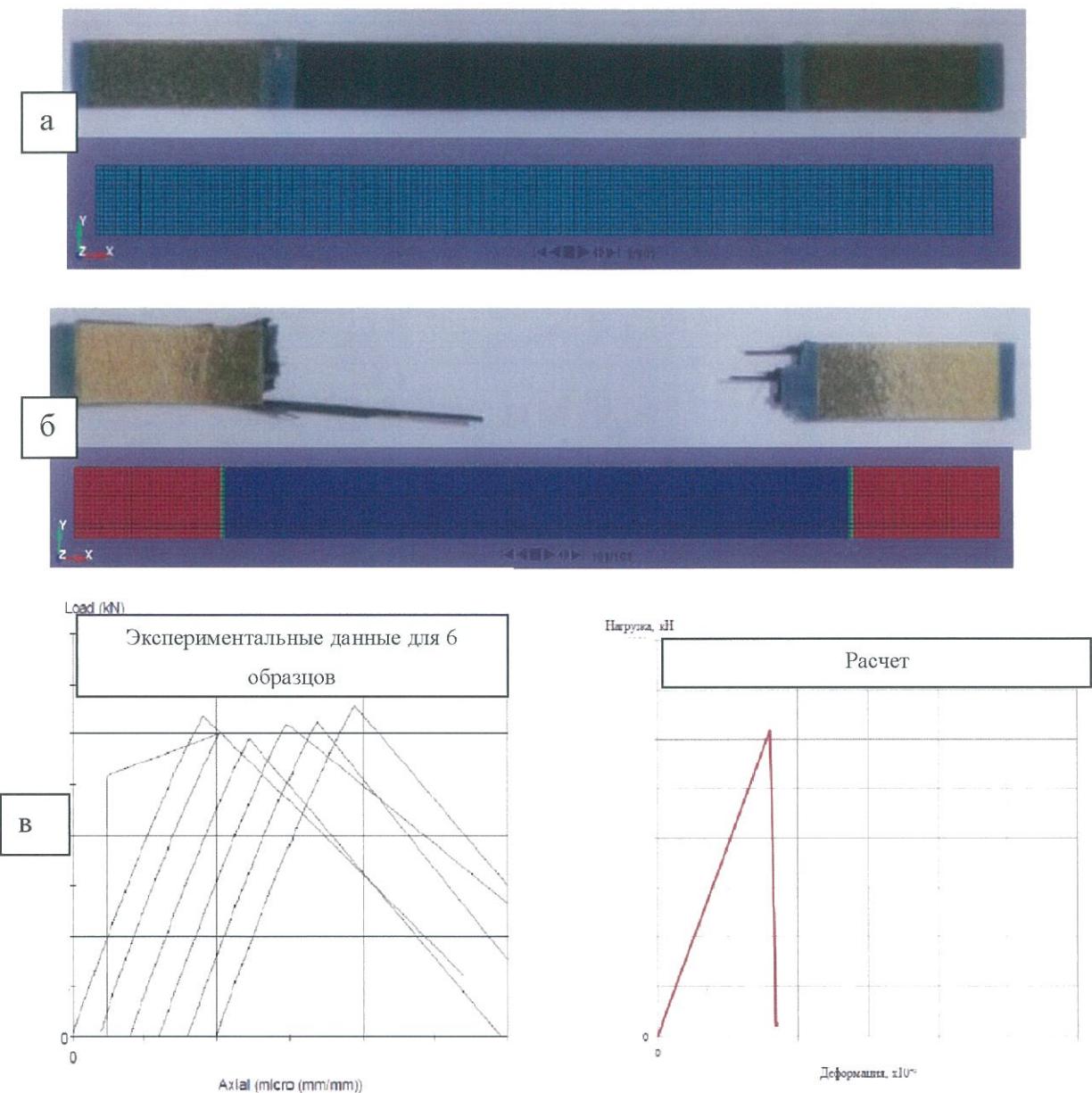


Рисунок 7 – Образец на растяжение по стандарту ASTM3039 и его цифровой двойник

а – до испытаний; б – разрушенный образец (синим цветом на модели отображен разрушенный материал); в – диаграммы деформирования полученные экспериментально и расчетом

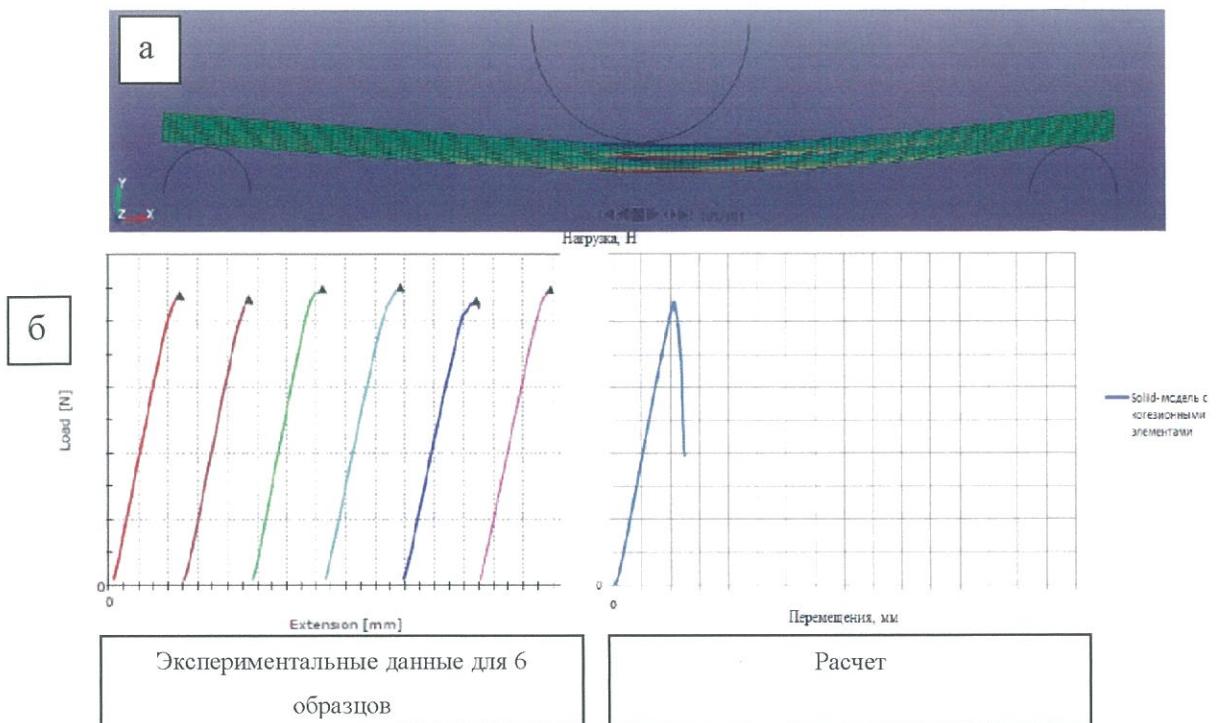


Рисунок 8 – Образец для испытаний на трехточечный изгиб по стандарту EN6034

а – вид образца в процессе нагружения; б – диаграммы деформирования полученные экспериментально и расчетом

Аналогично были проведены виртуальные испытания для всей номенклатуры образцов (~15 типов испытаний) в рамках квалификации материала. Отклонения расчетов от средних экспериментальных значений не превышает 5%, что подтверждает правильность предложенного подхода к моделированию ПКМ и разработанной модели материала.

Реализованный метод моделирования ПКМ учитывает всевозможные формы разрушения композиционных материалов:

- Разрушение волокна от растяжения и сжатия;
- Растрескивание матрицы от растяжения, сжатия, сдвига в плоскости листа, поперечного сдвига;
- Расслоения от действия отрывных и межслоевых нагрузок.

Полученные результаты позволяют перейти к следующему уровню пирамиды и моделированию ударного воздействия.

6. Моделирование ударного воздействия

Для проведения виртуальных испытаний ударного воздействия на панель из полимерных композиционных материалов была разработана расчетная КЭ-модель, состоящая из следующих элементов:

- панель из ПКМ,
- ударник,
- четыре прижимных захвата
- нижняя опора.

Габариты панели и ориентация углов укладки слоев соответствуют стандарту ASTM D7136 на проведение испытания полимерного композиционного материала на сопротивление повреждению при ударе падающим грузом.

Панель состоит из 24 слоев с укладкой $[+45/0/-45/90]3s$ (рисунок 9).

Масса ударника в соответствии со стандартом на проведение испытаний равна 5,5 кг.

Диаметр ударника – 25,4 мм.

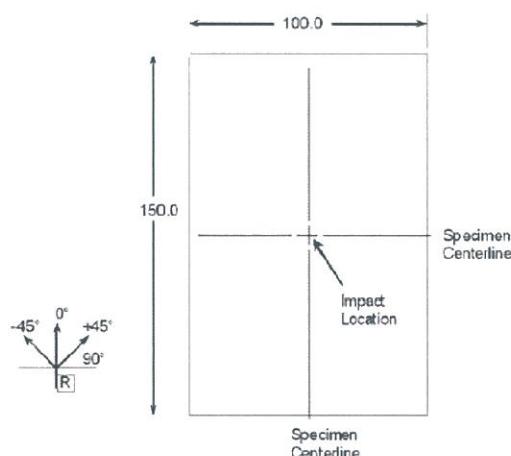


Рисунок 9 – Образец для испытаний на удар

Для численного анализа поведения панели при ударном воздействии в программном комплексе LS-DYNA, определения областей повреждений и типов возникших внутренних дефектов была разработана конечно-элементная модель (рисунок 10).

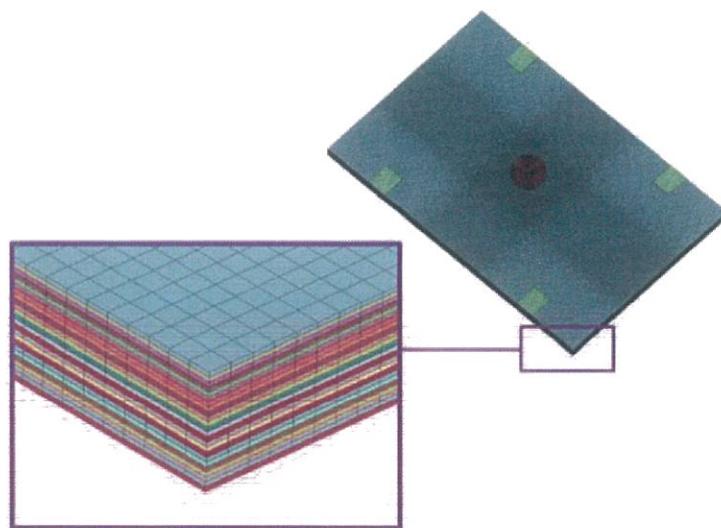


Рисунок 10 – Конечно-элементная модель пластины и ударника

Схема закрепления образца в натурном и виртуальном эксперименте показана на рисунке 11.

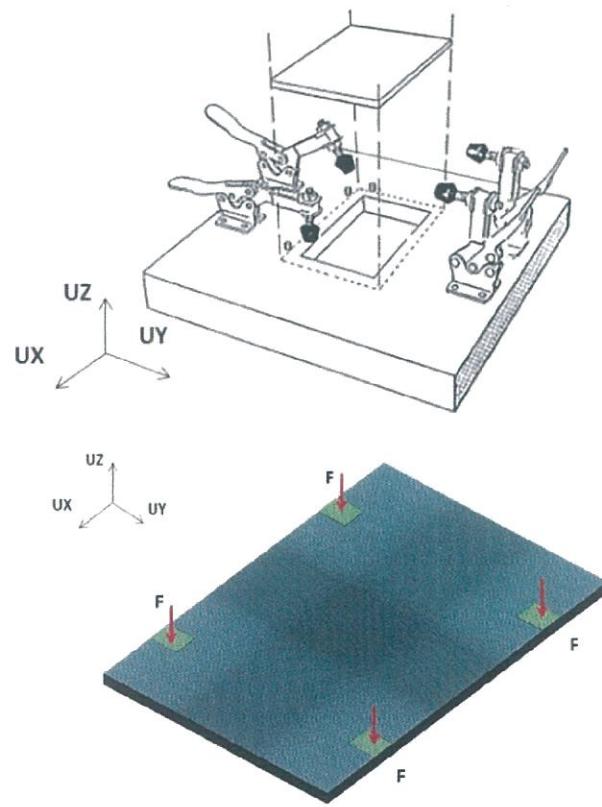


Рисунок 11 – Схема закрепления образца

Испытательная установка для нанесения ударных повреждений показана на рисунке 12.



Рисунок 12- Испытательная установка для нанесения повреждений

Испытания и расчеты были проведены для различных энергий удара (20, 40 и 80Дж). Начальная скорость ударника составила 5.394 м/с при ударе 80 Дж, 3.814 м/с при ударе 40 Дж и 2.697 м/с при ударе 20 Дж. Состояние цифрового двойника панели в процессе удара показано на рисунке 13.

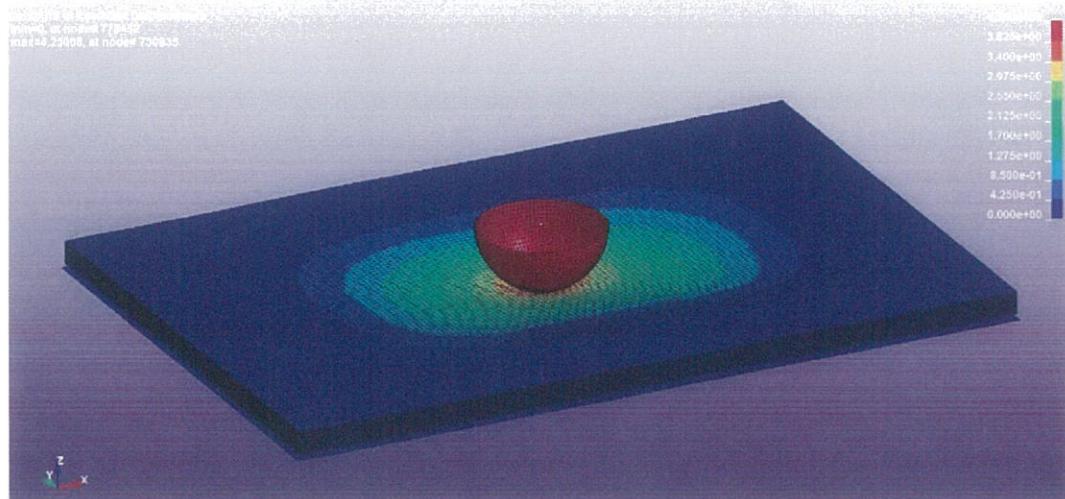


Рисунок 13 – Состояние панели в процессе соударения

Результаты моделирования ударного взаимодействия в программном комплексе LS-DYNA для панели из ПКМ при различных энергиях удара представлены на Рисунке 14. Сквозного пробивания панели не наблюдается. Форма и размеры области расслоения близки к экспериментальным данным.

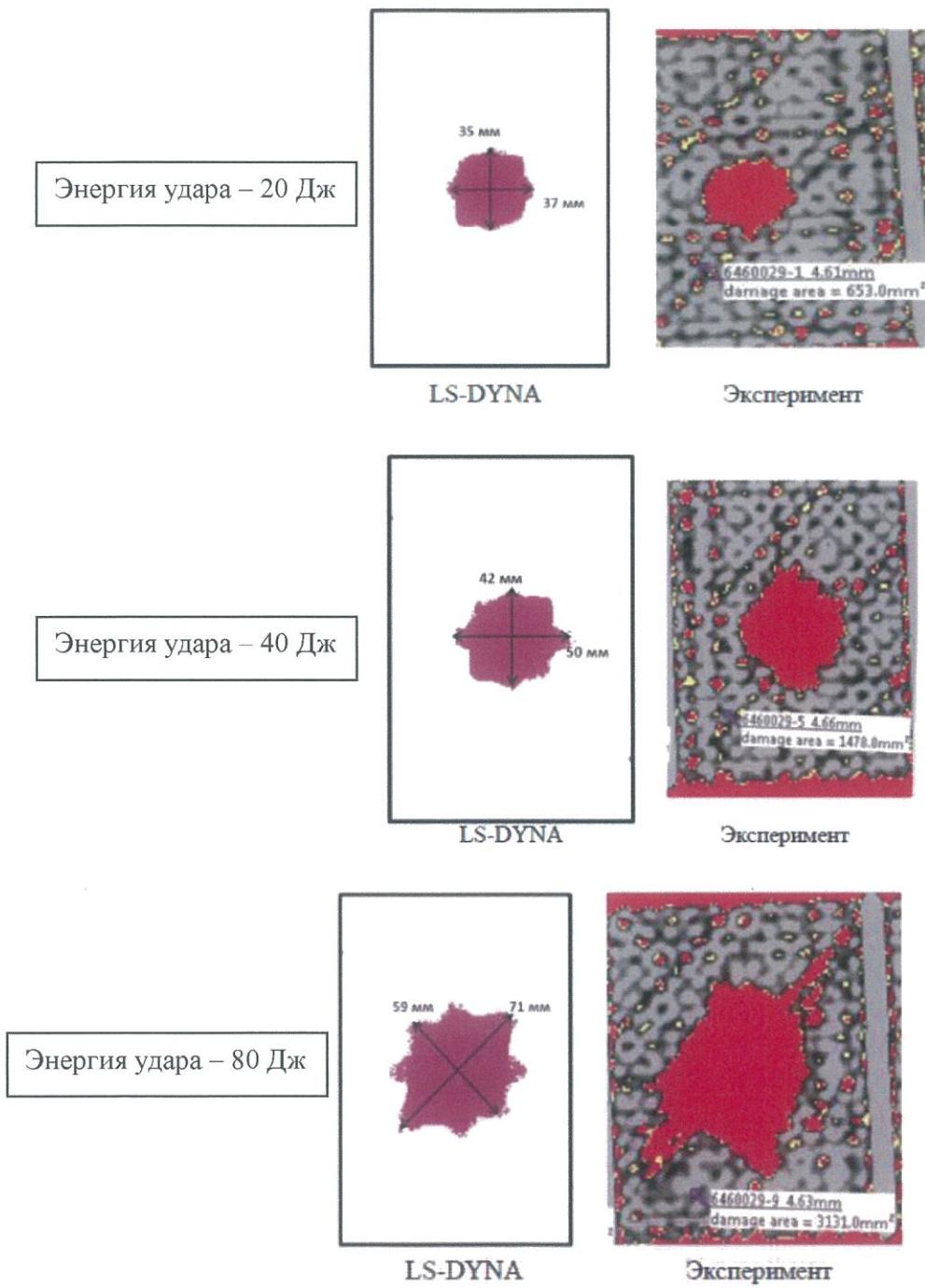
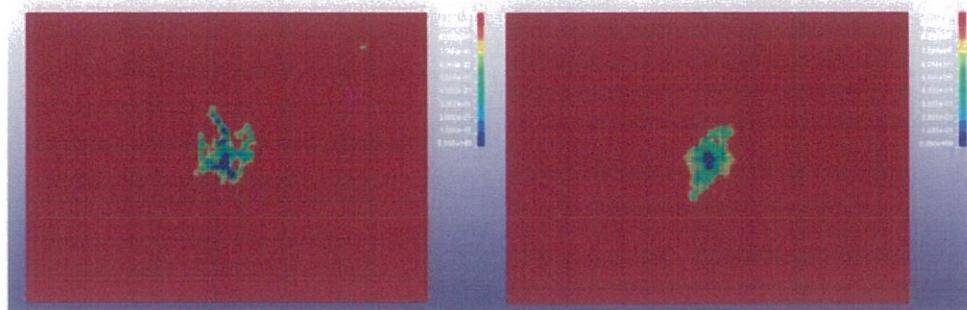


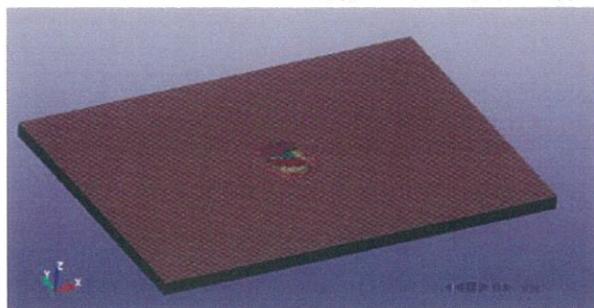
Рисунок 14 – Повреждения, полученные в результате удара при различных энергиях. Из сравнения площадей расслоения, видно, что результаты, полученные в программном комплексе LS-DYNA близки к экспериментальным данным.

7. Моделирование виртуальных испытаний на сжатие после удара

При анализе оценки остаточной прочности используются твердотельные КЭ модели образцов, разработанные в рамках испытаний ударных воздействий, с учетом полученных повреждений. Границные условия плоской панели соответствуют стандарту ASTM D7173 проведения испытаний. На рисунке 15 представлены КЭ-модели пластины с повреждением.



Поврежденность матрицы внешней и внутренней стороны образца после удара



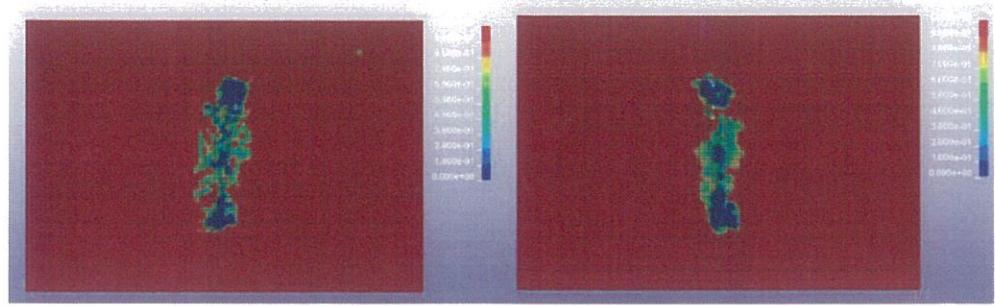
Разрушения когезионных слоев после удара

Рисунок 15 – Конечно-элементная модель пластины с повреждением

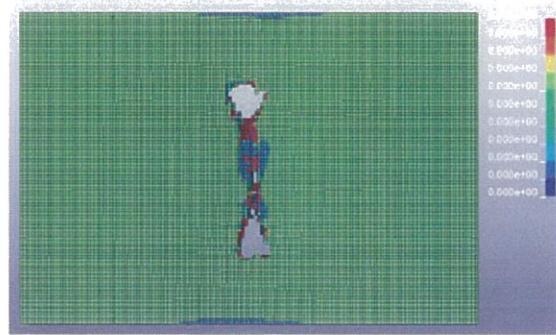
С целью исключения возможного проникновения слоев ПКМ в образовавшейся при ударе области расслоения необходимо задать условие контактного взаимодействия между слоями ПКМ.

С учетом большого количества степеней свободы и высоких требований к вычислительным ресурсам, рекомендуется выполнять решение статической задачи итерационным методом решения нелинейных уравнений. Использование модифицированного метода Ньютона решения нелинейной задачи позволяет улучшить сходимость решения нелинейной задачи в случае, когда касательная матрица жесткости системы меняет знак при переходе через критическое значение силы.

Форма разрушения образца от сжимающей нагрузки представлена на рисунке 16.



Поврежденность матрицы внешней и внутренней стороны образца после потери несущей способности



Разрушения когезионных слоев после потери несущей способности

Рисунок 16 – Повреждения пластины после потери несущей способности при сжатии
По результатам сравнения с экспериментальными данными наибольшая погрешность определения остаточной прочности наблюдается для удара с энергией 40 Дж и составляет 3,9%.

Полученные результаты подтверждают корректность разработанных методик, моделей материалов для проведения расчетного анализа по оценке остаточной прочности конструкций из ПКМ с ударными повреждениями. Далее рассмотрим четырехстрингерную панель центроплана магистрального самолета.

8. Моделирование виртуальных испытаний на удар по стрингерной панели центроплана

Рассмотрим поведение четырехстрингерного конструктивно-подобного образца верхней панели центроплана магистрального самолета при ударном воздействии. Конструктивно панель состоит из обшивки и стрингеров (Рисунок 17).

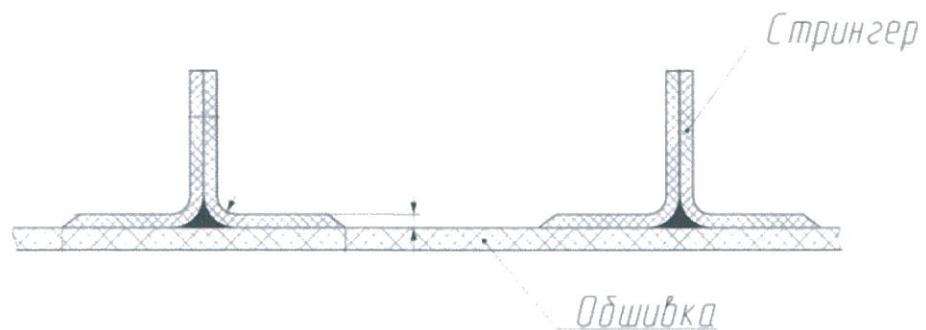


Рисунок 17 – Регулярное сечение стрингерной панели

Панель изготовлена методом вакуумной инфузии из полимерного композиционного материала.

Общий вид панели представлен на рисунке 18.

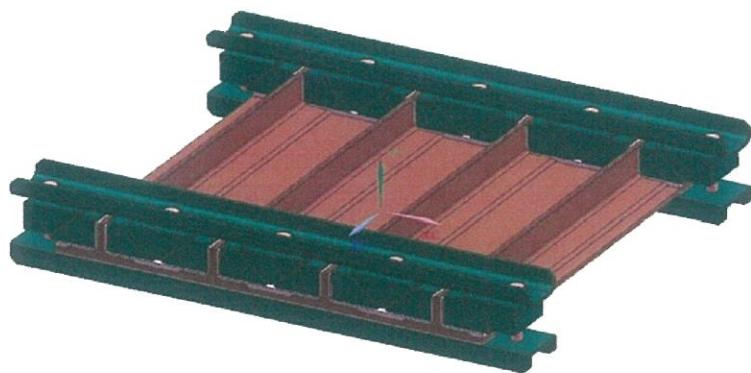


Рисунок 18 – Общий вид стрингерной панели

Для численного анализа поведения конструктивно-подобного образца при ударном воздействии, определения областей повреждений и типов возникших внутренних дефектов была разработана конечно-элементные модель стрингерной панели (рисунок 19).

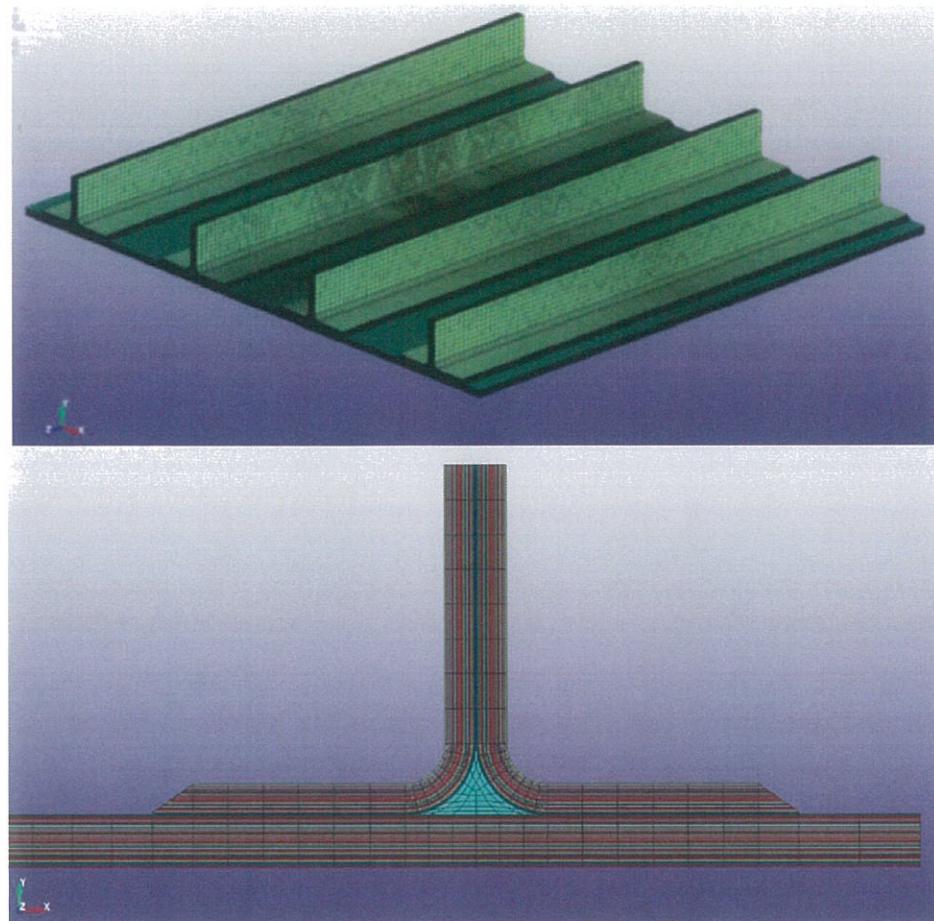


Рисунок 19 – Общий и детальные виды конечно-элементной модели

Рассмотрим ударные повреждения, полученные конструктивно-подобным образом при ударном воздействии 90 Дж и 136 Дж в межстрингерную область и воздействии 136 Дж в область стрингера (рисунок 20).

При расчете использовалась постановка задачи, описанная выше. Скорость ударника составила 8.944 м/с при ударе 90 Дж, 10.995 м/с при ударе 136 Дж.

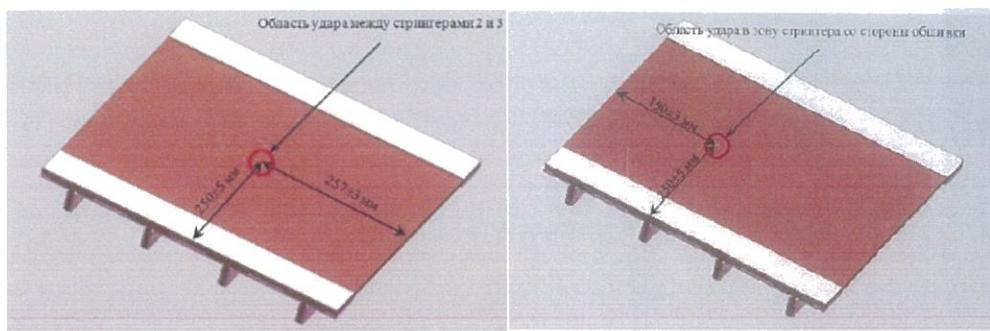


Рисунок 20 – Места нанесения ударных повреждений

Картина распределения повреждений при ударе в межстрингерную область с энергией удара 90 Дж представлена на Рисунке 21.

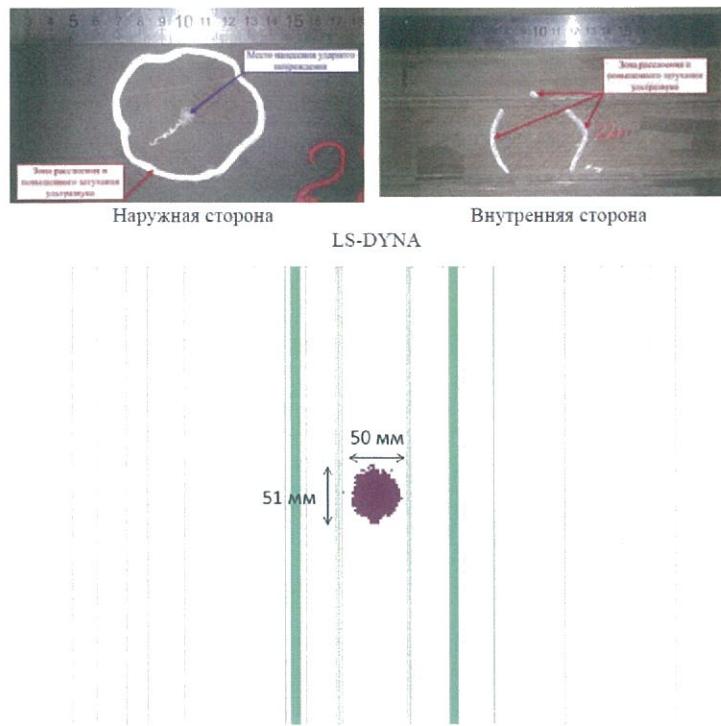


Рисунок 21 – Повреждение при ударном воздействии с энергией 90 Дж в межстрингерной зоне в натурном и виртуальном эксперименте

Картина распределения повреждений при ударе в межстрингерную область с энергией удара 90 Дж представлена на Рисунке 22.

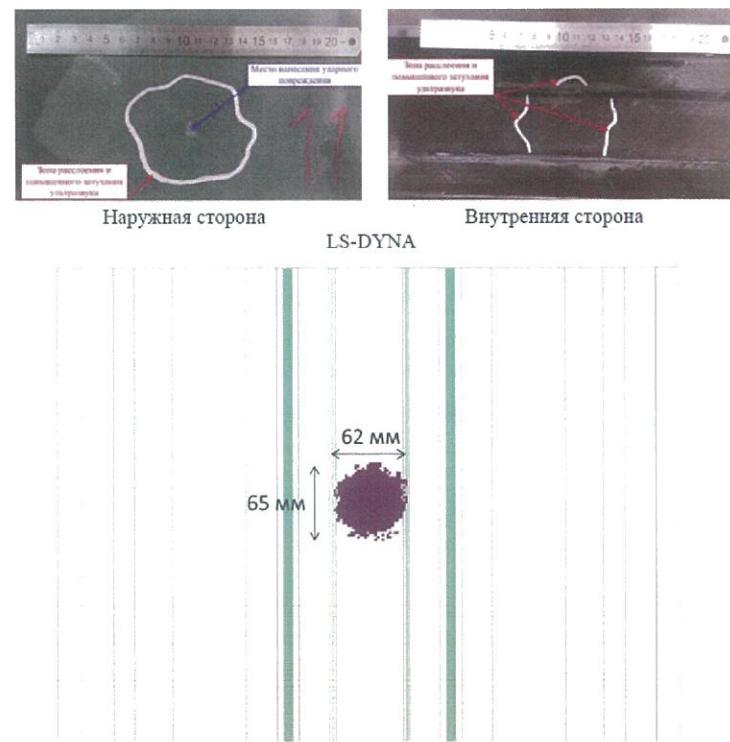


Рисунок 21 – Повреждение при ударном воздействии с энергией 136 Дж в межстрингерной зоне в натурном и виртуальном эксперименте

Картина распределения повреждений при ударе в зону стрингера с энергией удара 136 Дж представлена на Рисунке 22.

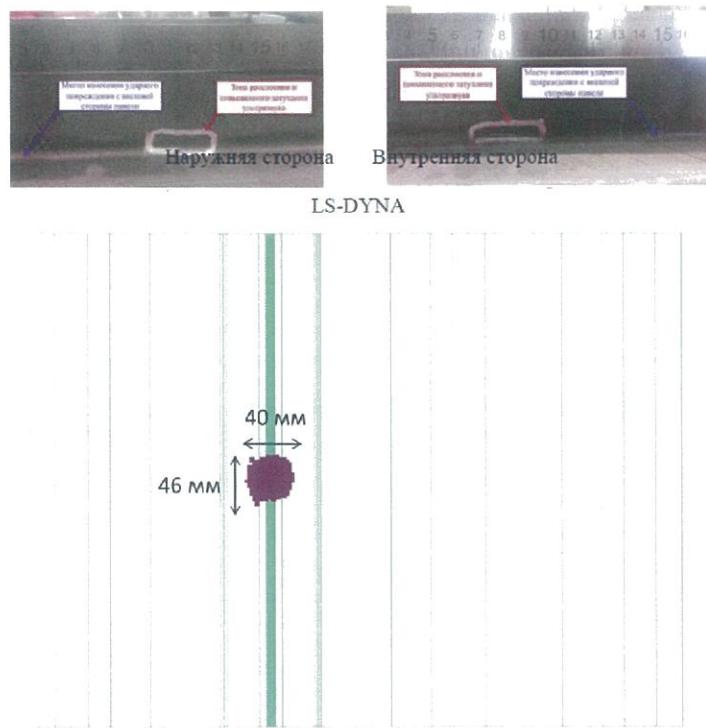


Рисунок 21 – Повреждение при ударном воздействии с энергией 136 Дж в зону стрингера в натурном и виртуальном эксперименте

Для анализа точности проведенных численных расчетов были получены результаты ультразвукового контроля натурных испытаний КПО следующих типов:

- сжатие после удара с энергией 90 Дж в межстрингерную зону (3 образца);
- сжатие после удара с энергией 136 Дж в межстрингерную зону (3 образца);
- сжатие после удара с энергией 136 Дж в область стрингера (3 образца).

Ниже приведена таблица с осредненными характеристиками полученных данных о размерах дефектных зон для каждого из видов испытаний (Таблица 5).

Таблица 5 – Результаты расчета и эксперимента на удар по стрингерной панели

Энергия удара, Дж	Расчет	Эксперимент
	Размер повреждения, мм	
90 Дж, межстрингерная зона	50 x 51	68 x 57
136 Дж, межстрингерная зона	65 x 62	70 x 68
136 Дж, зона стрингера	46 x 40	44 x 38

9. Моделирование виртуальных испытаний на сжатие после удара стрингерной панели

Численные испытания на сжатие производились для следующих моделей:

- КЭ-модель КПО с учетом повреждений от ударного воздействия с энергией 136 Дж в межстрингерную область.

Общий вид образца с ударным повреждением и его цифровой двойник представлены на рисунке 22.

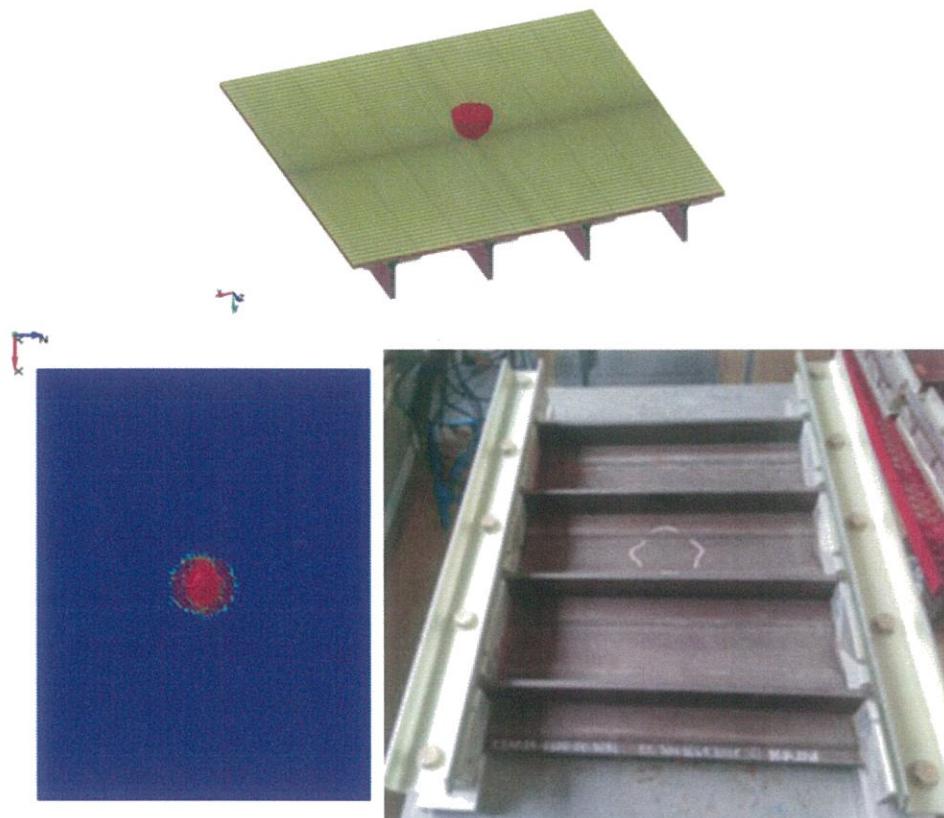


Рисунок 22 – Общий вид КЭМ с ударником, образца и модели с повреждением

После нанесения ударного повреждения панель испытана на статическое сжатие. Расчет на сжатие до разрушения также проведен в программном комплексе LS-Dyna с помощью статического нелинейного решения с использованием неявной (implicit) схемы интегрирования по времени. Для учета в расчетной модели ударного повреждения в исходную конечно-элементную модель были внесены результаты динамического расчета (удалены межслоевые связи в зонах расслоения, перенесены поврежденности матрицы и волокна). В результате численного моделирования и эксперимента определена несущая способность панели с ударным повреждением, а также мода (тип) разрушения. На рисунке 23 показан вид панели после разрушения (для конечно-элементной модели отдельно показано 3 продольных сечения).

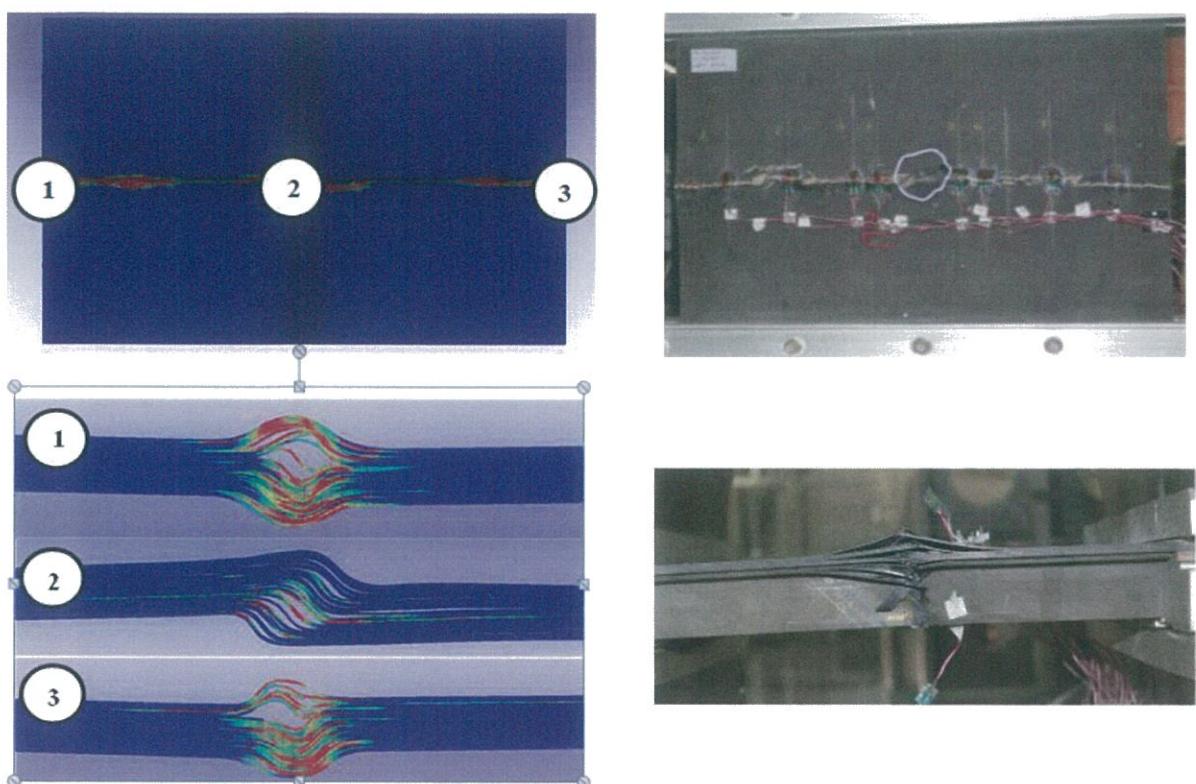


Рисунок 23 – Вид панели после разрушения в натурном и виртуальном эксперименте

В результате расчетно-экспериментальных исследований разработана и апробирована расчетная методика по определению несущей способности конструкций из ПКМ с ударным повреждением. Сравнение результатов расчета и экспериментов показывает высокий уровень достоверности предложенной методики (отличие результатов расчета от эксперимента менее 2%).

Предложенная методика позволяет производить оценку несущей способности в зонах различных конструктивных особенностей реальных агрегатов (сбег стрингера, переходы толщин и пр.) и существенно сократить объем натурных испытаний.

В качестве примера ниже показано аналогичное исследование для зоны верхней панели крыла магистрального самолета с дренажными коробами (Рисунки 24-29).

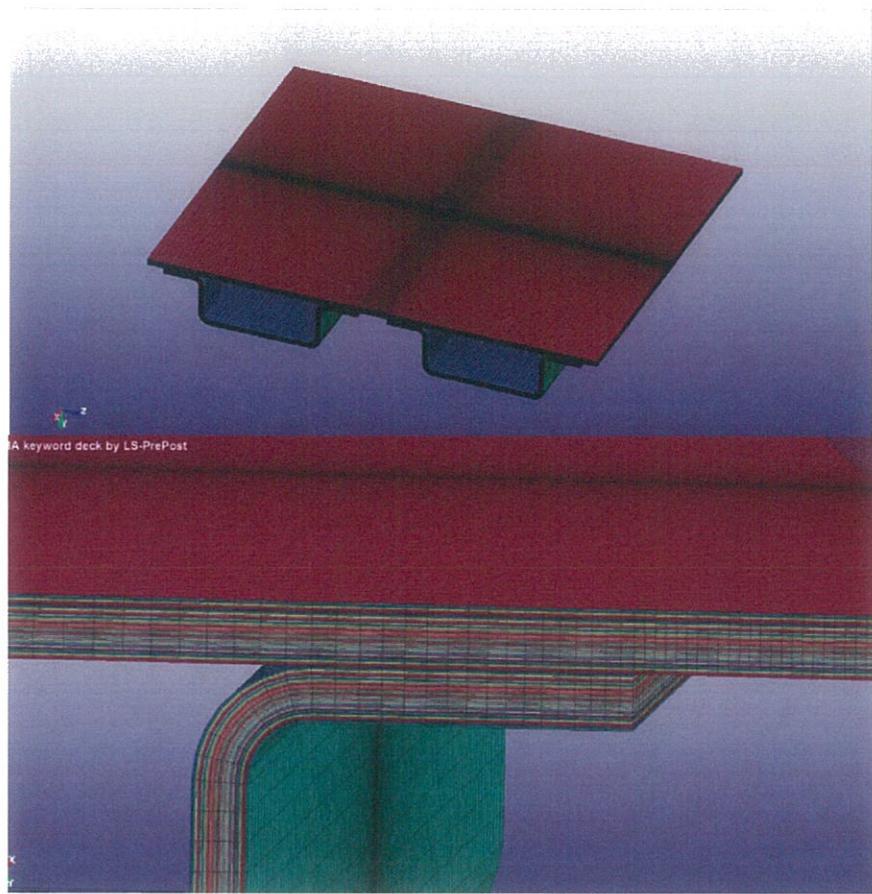


Рисунок 24 – Общий и детальный вид КЭМ образца верхней панели крыла

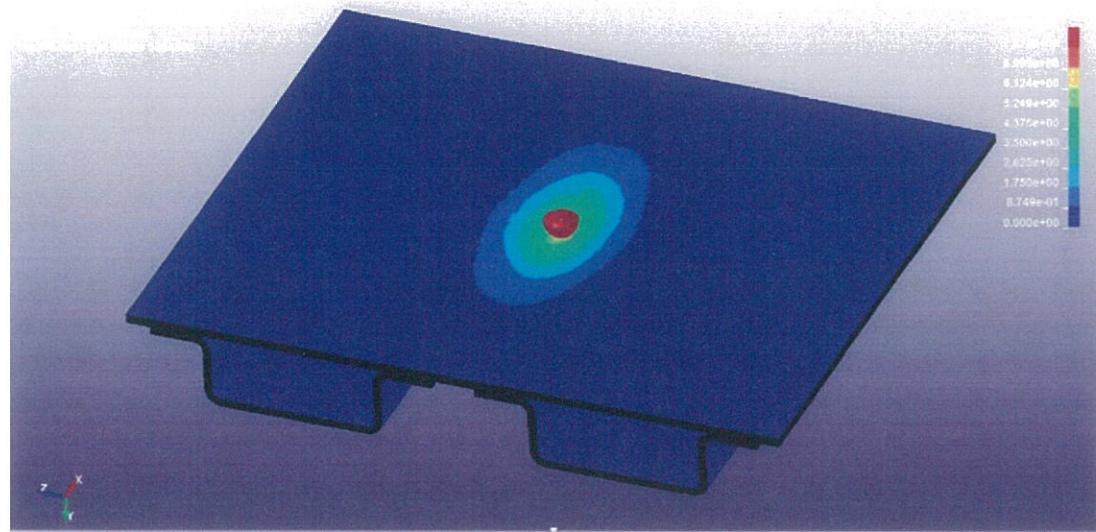


Рисунок 25 – Состояние панели в процессе соударения

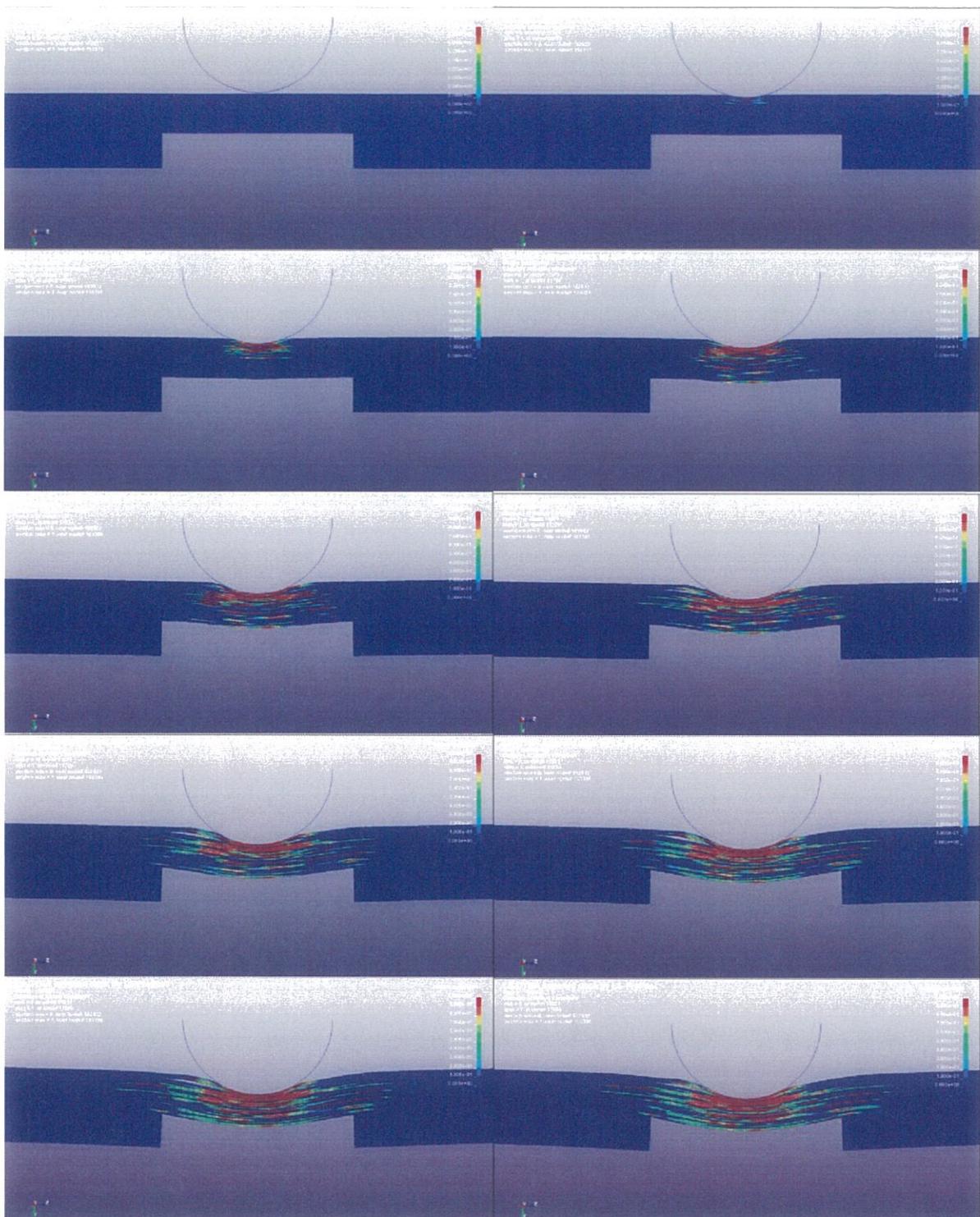


Рисунок 26 – Состояние панели в процессе соударения (показано центральное сечение)

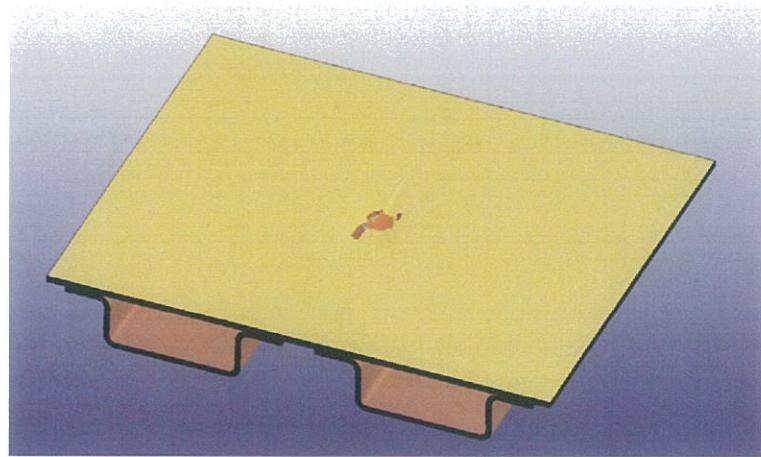


Рисунок 27 – Межслоевые разрушения от ударного воздействия

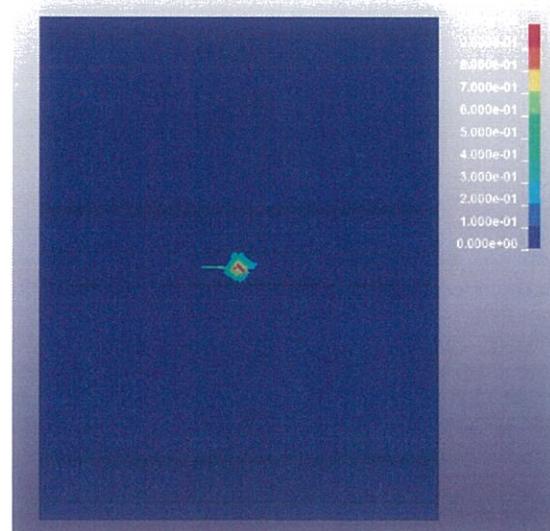


Рисунок 28 – Поврежденность матрицы в результате удара

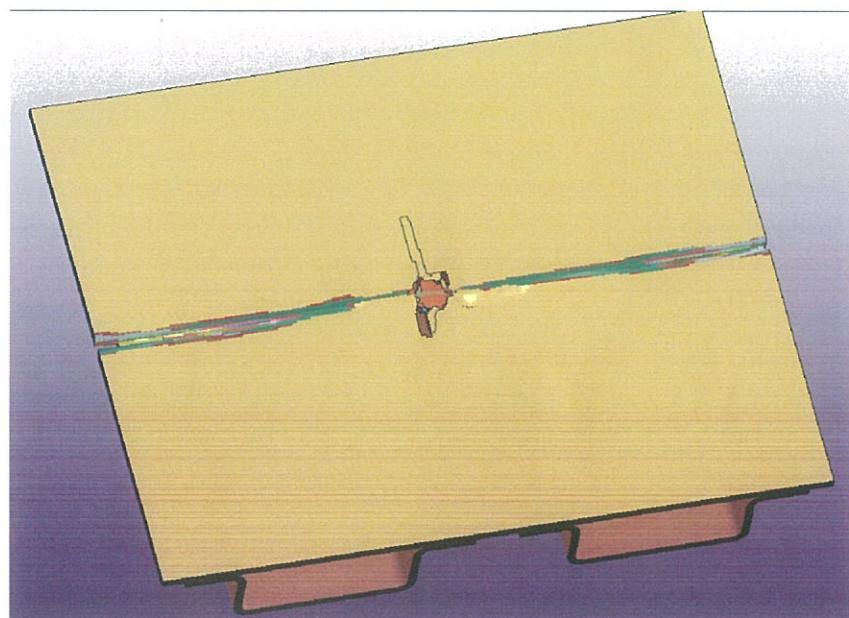


Рисунок 29 – Форма разрушения образца панели от сжатия после удара

10. Использование разработанных методик при проведении глобально-локального анализа

Разработанные методики по определению размеров ударных повреждений и остаточной прочности конструкций из ПКМ требуют значительных вычислительных затрат в силу больших размерностей задач (конечно-элементная модель четырехстрингерной панели центроплана содержит около 3000000 элементов). Таким образом, предложенные подходы не позволяют проводить анализ остаточной прочности на уровнях агрегатов и планера самолета в целом. Этую проблему можно решить при помощи глобально-локального анализа с использованием решения глобальной конечно-элементной модели планера самолета или моделей средней подробности (рисунок 30-31).



Рисунок 30 – Глобальная конечно-элементная модель планера магистрального самолета

V: 1
L: 5

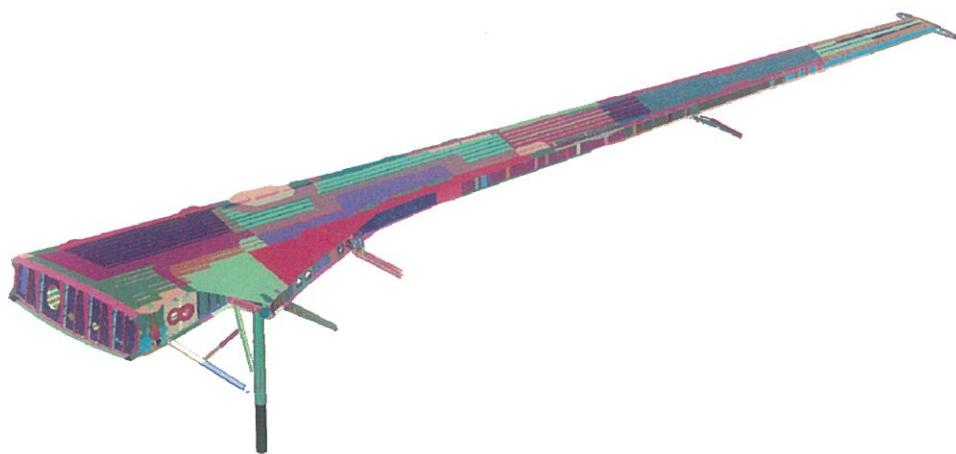


Рисунок 31 – Конечно-элементная модель кессона крыла магистрального самолета

Используя решения более грубых моделей в качестве исходных данных (усилия и

перемещения) для нагружения локальных подробных послойных моделей возможно определение остаточной прочности поврежденных зон конструкции.

Предложенная методика позволяет производить оценку несущей способности в зонах различных конструктивных особенностей реальных агрегатов (сбег стрингера, переходы толщин и пр.) и существенно сократить объем натурных испытаний.

11. Заключение

1. Разработана и валидирована модель с учетом разномодульного подхода (различные модули упругости при растяжении и сжатии) для ортотропного материала. Модель позволяет учитывать поврежденность матрицы и волокна при различных напряженно-деформированных состояниях.
2. Разработана и валидирована модель материала межслоевых соединений в ПКМ.
3. Разработана методика определения ударных повреждений конструкций из ПКМ.
4. Разработана методика определения остаточной прочности конструкций из ПКМ с учетом ударных повреждений, производственных дефектов и т.д.
5. Определено дальнейшее направление развития предложенных подходов для определения роста ударных повреждений при циклическом нагружении.
6. Предложенная методика позволяет производить оценку несущей способности в зонах различных конструктивных особенностей реальных агрегатов (сбег стрингера, переходы толщин и пр.) и существенно сократить объем натурных испытаний.