

Федеральное автономное учреждение
«Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина»
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
«Новосибирский государственный технический университет»

На правах рукописи



Белоусов Илья Сергеевич

**ВЛИЯНИЕ МЕЖСЛОЙНЫХ ДЕФЕКТОВ НА ПРОЧНОСТЬ И
УСТОЙЧИВОСТЬ КОМПОЗИТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность: 2.5.14 — «Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, доцент
Бурнышева Татьяна Витальевна

Новосибирск - 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ, ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ И ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ	12
1.1 Напряжённо-деформированное состояние и устойчивость композитных элементов конструкций летательных аппаратов	12
1.2 Исследование межслойных дефектов и процесса разрушения вследствие роста межслойных дефектов в композитных элементах конструкций	15
1.3 Экспериментальные исследования композитов.....	24
1.4 Подходы к моделированию расслоений в композитных пластинах методом конечных элементов	27
1.5 Моделирование расслоения композитной пластины методом <i>SBFEM</i>	31
Выводы по главе 1.....	37
2 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ	39
2.1 Определение межслойных характеристик.....	39
2.2 Испытания полосы с сквозным непроклеем.....	44
2.3 Результаты испытаний образцов без дефекта	47
2.4 Испытания пластин с круглым дефектом для валидации процесса расслоения	48
2.5 Испытания пластин до разрушения.....	52
Выводы по главе 2.....	68
3 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВАЛИДАЦИЯ	70
3.1 Моделирование композита методом конечных элементов в среде <i>ANSYS</i>	70
3.2 Выбор типа конечного элемента на примере полосы со сквозным непроклеем	73
3.3 Выбор типа конечного элемента на примере тонкой пластины без дефекта.....	78
3.4 Валидация методов моделирования процесса расслоения на примере двойной консольной балки.....	80
3.5 Валидация методов моделирования процесса расслоения на примере полосы со сквозным непроклеем	83
3.6 Валидация моделирования процесса расслоения на примере пластины с круглым непроклеем.....	85

3.7 Валидация результатов расчетов несущей способности композитных образцов	90
3.8 Построение дискретных моделей двойной консольной балки методом <i>SBFEM</i> и МКЭ и их верификация	103
Выводы по главе 3.....	106
4 ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕЖСЛОЙНОГО ДЕФЕКТА НА КРИТИЧЕСКУЮ НАГРУЗКУ И НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ КОМПОЗИТНОЙ ПЛАСТИНЫ	110
4.1 Экспериментальная оценка влияния межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины	110
4.2 Численные параметрические исследования влияния межслойного дефекта на критическую нагрузку и несущую способность композитной пластины	111
Выводы по главе 4.....	126
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	130
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	132
ПРИЛОЖЕНИЕ «А» Диаграммы зависимости нагрузки от перемещений для образцов типа двойная консольная балка	149
ПРИЛОЖЕНИЕ «Б» Результаты испытаний на определение межслоевой вязкости образцов типа двойная консольная балка	152
ПРИЛОЖЕНИЕ «В» Результаты ультразвукового неразрушающего контроля образцов из препрега АСМ-102С200UD с межслойным дефектом	154
ПРИЛОЖЕНИЕ «Г» Экспериментальные данные о влиянии межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины	157
ПРИЛОЖЕНИЕ «Д» Акты внедрения	159

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Современная авиационная промышленность стремится к созданию более эффективных и надежных летательных аппаратов. Одним из ключевых направлений развития в этой области, является использование композитных материалов, обладающих более высокой прочностью и меньшей массой, в сравнении с традиционными материалами, применяемыми в авиации. Внедрение композитов позволяет значительно снизить массу самолета, что ведет к уменьшению расхода топлива, увеличению дальности полета и снижению эксплуатационных затрат.

Многослойные композитные материалы на основе углеродного волокна получили наибольшее распространение при проектировании как слабонагруженных, так и высоконагруженных элементов конструкции летательных аппаратов, таких как силовой набор крыла. Такое стало возможным не только за счет высоких прочностных характеристик материала, но также благодаря возможности создавать элементы конструкции сложной формы. Это открывает новые возможности для проектирования и оптимизации конструкций летательных аппаратов.

Межслойные дефекты относятся к числу наиболее типичных повреждений, возможных в конструктивных элементах из многослойных композиционных материалов. Такие дефекты сопровождаются значительным падением несущей способности элемента конструкции и могут возникать как в процессе эксплуатации, так и на этапе производства.

В настоящее время отсутствует унифицированный стандартный метод, позволяющий однозначно оценить опасность выявленного межслойного дефекта: приведёт ли он к снижению несущей способности или данный дефект допустим и не препятствует дальнейшему использованию конструкции.

Обычно либо имеются некоторые внутренние регламенты конструкторских бюро, либо в случае конкретного дефекта проводятся необходимые расчеты.

Таким образом, актуальной является задача исследования и анализа влияния межслойных дефектов на несущую способность как образцов, так и цельных элементов конструкции летательных аппаратов, а также задача валидации расчетных моделей на основе экспериментальных данных.

Степень разработанности темы исследования

В литературе представлено большое число исследований, посвящённых механике многослойных композиционных материалов и анализу напряжённо-деформированного состояния конструктивных элементов из многослойных композитов (Алфутов Н.А., Болотин В.В., Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В., Елизаров С.В.), механике разрушения таких материалов (Качанов Л.М., Сиратори М., Вильдеман В.Э., Соколкин Ю.В., Ташкинов А.А.), устойчивости элементов конструкции из многослойных композиционных материалов (Алфутов Н.А., Циглер Г.) и их закритического поведения (Митрофанов О.В., *Kim H.J.*), оптимальному проектированию элементов конструкций из многослойных композиционных материалов (Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И., Аннин Б.Д.).

Большое количество работ посвящено локальной устойчивости в зоне дефекта. В работах Болотина В.В., Викторова Е.Г., *Chai H.* рассмотрены случаи локальной потери устойчивости отдельных слоёв в области дефекта и определены соответствующие критические нагрузки. Задачи, связанные с локальной потерей устойчивости элементов конструкций из композита с последующим полным разрушением, нашли отражение в исследованиях Тарнопольского Ю.М., *Bottega W.J.*, *Maewal A.*, *Fei Z.*, *Yin W.L.* Авторы учитывали влияние поперечного сдвига и нелинейности материала, применялся критерий разрушения по максимальной деформации. Имеет место достаточное хорошее соответствие результатов расчета с экспериментальными данными.

Существуют работы посвящены экспериментальному исследованию композитов с различными дефектами (Болдырев А.В., Лобанов Д.С., *Yongliang Li*).

Предложены модели, в которых учтены изгибные жёсткости пластин, в частности те, что описаны и применяются в исследованиях *Lancaster I.M., Khalid H.A., Kougioumtzoglou I.A.*

В работе Касьянова К.Г. разработаны основанные на принципах механики разрушения алгоритмы, предназначенные для определения ключевых параметров несущей способности конструктивных элементов из слоистых материалов, содержащих совокупность межслойных дефектов.

Аношкин А.Н. и Яновский Ю.Г. провели исследования влияния специфической структуры полимерных композитных материалов с межслойной трещиной на напряжённо-деформированное состояние рассматриваемых объектов и на скорость распространения расслоений.

Задачи анализа закритического поведения пластин с расслоениями, а также моделирование развития расслоений с использованием расширенного функционала потенциальной энергии представлены в работах *Kollner A., Vollmecke C., Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H.*

Подходы к моделированию процесса расслоений в рамках метода конечных элементах описаны в работах Чернякина С.А., Скворцов Ю.В., *Krueger R., Heidari-Rarani M., Sayedain M.*

Монография Бохоевой Л.А. посвящена решению задачи локальной потери устойчивости композитных элементов конструкций с дефектом. В работе приведено сравнение данных, полученных аналитическими методами и методом конечных элементов, с результатами испытаний образцов на примере полосы со сквозным расслоением и пластины с круглым межслойным дефектом.

Сравнение результатов испытаний образцов с межслойными дефектами на сжатие с результатами конечно-элементного моделирования и результатами, полученными с помощью аналитических подходов также представлены в работах Чермошенцевой А.С., Пнёва А.Г., Дамдинова Т.А.

Цель и задачи диссертационной работы

Целью диссертационной работы является оценка влияния межслойных дефектов на несущую способность многослойных композитных пластин при действии одноосного сжимающего нагружения.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

1. Провести экспериментальные исследования по определению межслоевой вязкости разрушения углеродного композиционного материала, несущей способности образцов пластин, выполненных из многослойного композиционного материала, без дефектов и с межслойными дефектами при одноосном сжимающем воздействии.

2. Разработать расчетную параметрическую модель многослойных углеродных композитных пластин с межслойными дефектами в виде круглого непрочья для определения их несущей способности с учетом процесса расслоения и провести её валидацию.

3. Провести численные исследования несущей способности многослойных углеродных композитных пластин, конструктивно-подобных образцов элементов конструкций ЛА с дефектом в виде круглого непрочья при сжимающей осевой нагрузке с помощью разработанной параметрической модели.

Научная новизна работы

1. На основании новых экспериментальных данных по несущей способности многослойных композитных пластин при одноосном сжимающем воздействии получена оценка влияния параметров межслойного дефекта круглой формы на несущую способность пластин.

2. Разработана и валидирована новая расчетная параметрическая модель многослойной композитной пластины с межслойным дефектом в виде круглого непрочья для моделирования процесса расслоения и определения несущей способности пластины.

3. Получены новые результаты по влиянию параметров межслойного дефекта на критическую нагрузку и несущую способность композитных пластин при одноосном сжимающем воздействии.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость определяется необходимостью разработки и валидации расчетных конечно-элементных моделей композитных элементов конструкции ЛА с межслойными дефектами, которые учитывают потерю устойчивости, закритическое поведение, процесс расслоения и оценку разрушающей нагрузки.

Практическая значимость заключается в получении экспериментальных и расчетных зависимостей влияния межслойного дефекта на несущую способность композитных элементов конструкции ЛА.

Полученные в работе результаты были использованы в ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, а также в ФГБОУ ВО НГТУ при реализации дисциплин «Механика композиционных материалов» и «Проектная деятельность» и в процессе подготовки выпускных квалификационных работ студентов направления 15.03.03 «Прикладная механика».

Методология и методы исследования

Методология и методы исследования основаны на применении метода конечных элементов для численного решения задач теории упругости при определении критических нагрузок, форм потери устойчивости и напряженно-деформированного состояния многослойных пластин; методов вычислительного эксперимента и экспериментальных методов.

Положения, выносимые на защиту

1. Результаты натурных испытаний по определению величин вязкости разрушения образцов из препрега *Torayca T800*; результаты натурных испытаний на сжатие образцов в виде пластин без дефектов и с межслойными дефектами в виде круглого непроклея из материала *АСМ-102С 130UD* для оценки роста межслойных дефектов и определения разрушающих нагрузок.

2. Разработанная и валидированная расчетная параметрическая модель для определения несущей способности многослойной композитной пластины с межслойным дефектом, учитывающая процесс расслоения и вязкость разрушения материала.

3. Результаты параметрического исследования несущей способности композитных пластин с межслойным дефектом в виде круглого непрочного при действии сжимающей осевой нагрузки с учетом расположения и геометрических размеров дефекта.

Степень достоверности и апробация результатов работы

Достоверность и обоснованность результатов работы определяется согласованностью результатов расчетов и экспериментальных измерений; применением основных положений механики композиционных материалов; использованием расчетных численных моделей, построенных в апробированных и сертифицированных программных комплексах расчета напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов; использованием сертифицированных измерительных машин и инструментов при проведении натурных испытаний.

Основные результаты и положения диссертационной работы докладывались: на XXI всероссийской научно-технической конференции «Наука. Технологии. Инновации», Новосибирск, НГТУ, 2020 г.; на Всероссийской научной конференции с международным участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», Москва, Институт прикладной механики РАН, Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН, 2020, 2022 гг.; в рамках школы-семинара «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов», Новосибирск, СибНИА, 2021, 2022 гг.; на 16-й Всероссийской научной конференции «Краевые задачи и математическое моделирование», Новокузнецк, КГПИ КемГУ, 2022 г.; на Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы прочности авиационных конструкций и

материалов», Новосибирск, СибНИА, 2023г.; на XXIV Всероссийской научно-технической конференции «Наука Промышленность Оборона», Новосибирск, НГТУ, 2023г.; на научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов-2022», Москва, ЦАГИ, 2022 г.; на 22-ой международной конференции «Авиация и Космонавтика», Москва, МАИ, 2023 г. Белоусов И.С. Моделирование процесса расслоения в многослойных композитных материалах с помощью метода масштабированных конечных элементов: сборник статей научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов-2022» (Труды Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, Москва, 08–12 декабря 2022 г.) / И. С. Белоусов, Л. П. Железнов. — Жуковский: ЦАГИ, 2023. — С. 28-24.

Публикации

По результатам исследований опубликовано 14 печатных работ, из них: 3 статьи в журналах, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК РФ, 11 — в прочих изданиях и сборниках трудов Международных и Всероссийских научно-технических конференций.

Личный вклад автора заключается в решении задач и достижении цели диссертационного исследования, определении программы исследования и ее реализации; построении численных моделей типовых образцов с дефектами, выполненных из многослойных композитных материалов; проведении испытаний образцов; в валидации расчетной модели по результатам испытаний; проведении параметрических исследований с помощью валидированной расчетной модели; анализе полученных результатов и формулировании выводов. Совместно полученные результаты представлены с согласия соавторов.

Соответствие паспорту заявленной специальности

Тема и содержание диссертационной работы соответствует паспорту научной специальности 2.5.14 — «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов» в части пунктов 2 — «Обеспечение прочности объектов авиационной,

ракетной и космической техники на основе современных аналитических и численных методов, методов натурного и полунатурного моделирования в условиях стационарных и нестационарных внешних воздействий» и 6 — «Организация, экономика и оптимизация процессов обеспечения прочности, термopрочности и тепловых режимов летательных аппаратов».

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения, списка используемой литературы из 152 наименований и 5 приложений. Общий объем основной части составляет 161 страниц и включает 89 рисунков и 22 таблицы.

1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ, ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ И ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ

1.1 Напряжённо-деформированное состояние и устойчивость композитных элементов конструкций летательных аппаратов

Стремление максимально эффективно использовать несущую способность при одновременном соблюдении требований безопасности относится к ключевым приоритетам авиационной промышленности. К числу основных целей, связанных с обеспечением прочности авиационных конструкций, относятся повышение безопасности полётов, снижение веса конструкции, увеличение её ресурса, сокращение сроков и затрат на разработку, а также уменьшение удельной стоимости жизненного цикла воздушного судна (ВС). Достижение указанных целей невозможно без разработки рациональных силовых схем и конструктивно-технологических решений с широким применением композиционных материалов, а также дальнейшего совершенствования методов оценки прочности и обеспечения эффективности авиационных конструкций [1].

Использование композитных материалов позволяет решать ряд важных задач, в числе которых снижение эксплуатационных расходов, улучшение технических характеристик изделий и их эксплуатационных свойств. В частности, применение полимерных многослойных композитов на основе углеволокна является одним из действенных способов уменьшения массы конструкции. Совершенствование деформационных, прочностных и теплофизических характеристик углепластиков, а также повышение их теплостойкости расширяет область их применения: такие материалы становятся пригодными не только для слабо- и средне-нагруженных элементов планера, но и для высоконагруженных деталей, включая крылья, рули направления и другие силовые элементы планера [2, 3].

Применение волокнистых многослойных композитов в высоконагруженных конструкциях потребовало проведения обширного комплекса исследований, направленных на выявление их структурных особенностей и определение физико-механических свойств.

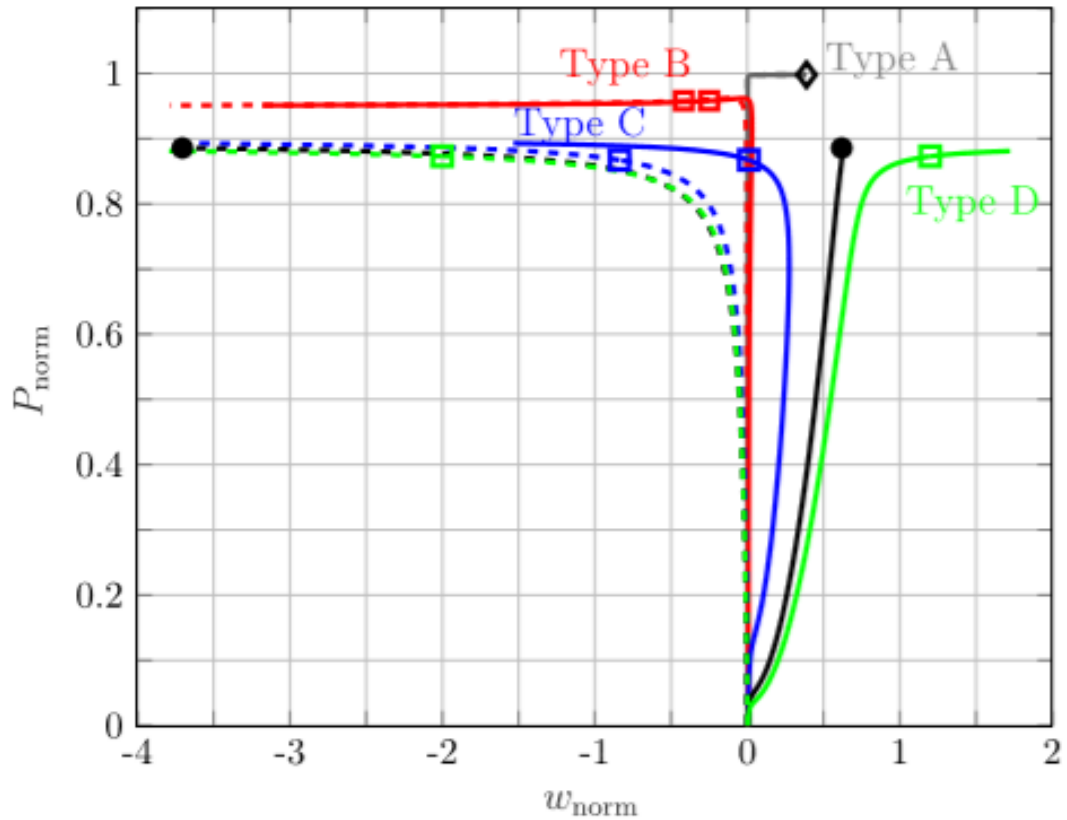
В литературе имеется большое число работ, посвящённых механике многослойных композиционных материалов и анализу напряжённо-деформированного состояния конструктивных элементов из многослойных композитных материалов [4–11], а также механике разрушения таких материалов [12–24] и задачам оптимального проектирования слоистых композитных элементов [2, 3, 25].

При проектировании конструктивных элементов возникает необходимость решения задач, связанных с устойчивостью балок и пластин с учётом анизотропии композитных материалов. Устойчивость анизотропных панелей рассматривается в работах [26, 27], вопросам устойчивости элементов из композиционных материалов посвящены исследования [28–31].

Параметры потери устойчивости элементов из композиционных материалов могут быть определены с достаточной степенью точности, однако их закритическое поведение, оказывающее существенное влияние на эксплуатационные характеристики, изучено недостаточно. В связи с этим для более полного описания поведения конструктивных элементов из многослойных композитов требуется проведение более детального исследования их работы в закритическом состоянии. Анализ закритического поведения элементов конструкций из композиционных материалов представлен в работах [32–36].

В работе [37] представлена классификация закритического поведения композитной полосы со сквозным межслойным дефектом, где выделяются четыре типа закритического поведения. в зависимости от отношения длины расслоения к длине образца и глубины расположения дефекта: для типа *A* характерна потеря устойчивости как целого, и возникновение контакта между поверхностями в месте расслоения; для типа *B* также характерна потеря устойчивости как целого, но расстояние между поверхностями в месте расслоения увеличивается с ростом нагрузки; тип *C*. характеризуется локальной формой потери устойчивости, с последующей глобальной формой потери устойчивости, отсутствует критическая точка, после которой начинается расслоение, а по мере повышения нагрузки она асимптотически сходится к величине соответствующей максимальной нагрузке; тип *D* также связан с локальной формой потери устойчивости, но с увеличением нагрузки, слои начинают двигаться в противоположные стороны.

На рисунке 1.1 представлены зависимости перемещений точек из плоскости, находящихся на верхней и нижней части расслоения, от прикладываемой нагрузки для разных типов закритического поведения.



- - перемещения из плоскости верхней части образца типа A;
- - перемещения из плоскости нижней части образца типа A;
- - перемещения из плоскости верхней части образца типа B;
- - перемещения из плоскости нижней части образца типа B;
- - перемещения из плоскости верхней части образца типа C;
- - перемещения из плоскости нижней части образца типа C;
- - перемещения из плоскости верхней части образца типа D;
- - перемещения из плоскости нижней части образца типа D;

Рисунок 1.1 — Зависимости перемещений точек из плоскости для различных типов образцов [37]

На рисунке 1.2 представлены поля распределений типов закритического поведения балки из композиционного материала в зависимости от геометрических параметров для области расслоения, где L_{norm} – отношение длины расслоения к общей длине образца, a – относительная глубина расслоения.

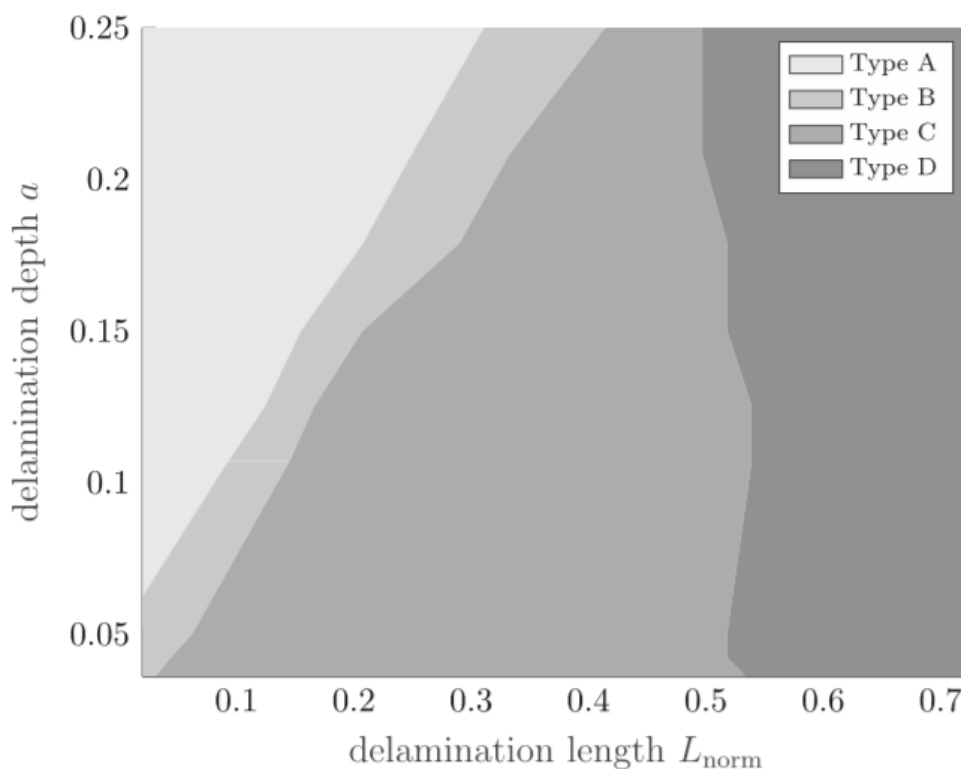


Рисунок 1.2 — Области, связанные с различными типами закритического поведения композитных образцов [37]

1.2 Исследование межслойных дефектов и процесса разрушения вследствие роста межслойных дефектов в композитных элементах конструкций

Композиционные материалы, с одной стороны, обладают высокой удельной прочностью и жёсткостью, но в то же время весьма чувствительны к дефектам типа расслоений. Расслоения являются одним из наиболее распространённых видов повреждений и зачастую рассматриваются как определяющий фактор при решении вопроса об использовании композитов в конструкциях.

Подобные дефекты могут формироваться в областях концентрации напряжений, возникать вследствие технологических погрешностей изготовления и воздействия эксплуатационных нагрузок. Характерной особенностью процесса расслоения является локальная потеря устойчивости - выпучивание отслоившегося слоя, сопровождающаяся дальнейшим расширением зоны дефекта при действии сжимающих усилий. Это может привести к полному разрушению элемента конструкции при нагрузке, существенно меньшей расчётной. В связи с этим анализ

расслоений и их роста под действием нагрузок требует решения задачи устойчивости и оценки закритического поведения конструктивных элементов.

Обнаружению подобных дефектов методами неразрушающего контроля посвящены работы [38-41].

В ряде работ рассматриваются случаи локальной потери устойчивости отдельных слоев композитного материала в области дефекта, при этом определены соответствующие критические нагрузки [42–46]. Задача локальной потери устойчивости конструктивных элементов из композита с последующим полным разрушением нашла отражение в исследованиях [47–49]. При этом учитывалось влияние поперечного сдвига и нелинейности свойств материала. Имеет место достаточное хорошее соответствие результатов расчета с экспериментальными данными.

В исследованиях [50, 51] слоистый композит рассматривается как клеёная конструкция. В работе Грищенко С.В. сформулирована идея о том, что в слоистом композитном материале межслойные напряжения аналогичны напряжениям в клеевом соединении [52]. На основе подходов механики разрушения в работе [53] автором разработаны алгоритмы оценки характеристических показателей несущей способности конструктивных элементов из слоистых материалов со множественными расслоениями. Предложены модели, учитывающие изгибные жёсткости пластин, в том числе расчётная модель, описанная и применённая в источнике [54].

Ряд работ посвящён анализу влияния специфики структуры полимерного композитного материала на напряжённо-деформированное состояние и скорость распространения расслоений при наличии межслойной трещины [55-59].

В работе [60] представлены расчёты прочности элементов конструкций, изготовленных из композитных материалов с терморезактивной матрицей при наличии технологических деформаций и дефектов типа расслоение.

Конев А.Н. в своей диссертационной работе представил разработанную математическую модель адгезионного контакта элементов слоистого композитного

материала на основе градиентной теории упругости, которая позволяет рассчитывать характеристики адгезионного контакта [61].

Подход к решению задачи прогнозирования эффективной трещиностойкости слоистой среды, в котором энергия разрушения задается как сумма затрат энергии на разрушение N слоёв при приращении длины трещины на величину Δl , изложен в работе [62].

Оценке усталостной прочности и ресурса композитов с дефектами в виде расслоения посвящены работы [63–67].

Подход к исследованию закритического поведения пластин с наличием расслоений, а также моделирование распространения расслоений на основе расширенного функционала полной потенциальной энергии изложены в работах [37, 68–71]. В данном подходе пластина с расслоением рассматривается как механическая система с набором обобщенных координат q_i , набором параметров повреждения ξ_k , которые описывают текущее состояние дефекта, и набором параметров нагрузки λ_m . Процесс деформации делится на консервативную часть, где текущее повреждённое состояние пластины остаётся неизменным, и неконсервативную часть, где повреждённое состояние изменяется при увеличении нагрузки.

Для консервативной части, полная потенциальная энергия деформированной системы в данном подходе записывается в следующем виде:

$$\Pi(q_i, A_m, \xi_k) = W(q_i, \xi_k) - A_m \alpha_m(q_i, \xi_k), \xi_k = const \quad (1.1)$$

где $W(q_i, \xi_k)$ – энергия деформации, $A_m \alpha_m(q_i, \xi_k)$ – работа внешних сил, в которой известны внешние силы ($\lambda_m = A_m$), α_m – перемещения, соответствующие внешним силам, q_i – набор обобщенных координат. Если к системе прикладываются нагрузки только в виде перемещений, тогда полная потенциальная энергия равна энергии деформации. Используя условие минимума функционала полной потенциальной энергии ($\delta\Pi(q_i) = 0$), получаем решение консервативной задачи в виде $q_i(\lambda_m)$.

Данное условие справедливо, пока внутренние термодинамические силы f_k [68], которые связаны с соответствующими параметрами повреждения ξ_k , не достигают определённой пороговой величины g_k . Термодинамические силы определяются дифференцированием полной потенциальной энергии по соответствующим параметрам повреждения:

$$f_k = -\frac{\partial W}{\partial \xi_k}. \quad (1.2)$$

Пороговая величина термодинамических сил определяется как изменение диссипативной энергии W_d относительно параметров повреждения:

$$g_k = -\frac{\partial W_d}{\partial \xi_k}, \quad (1.3)$$

где W_d – функция, зависящая только от параметров повреждения ($W_d = W_d(\xi_k)$).

Если термодинамические силы достигают порогового значения ($f_k \geq g_k$), это приводит к началу роста разрушения. Если рост является устойчивым, то тогда:

$$f_k - g_k = D(q_i, \lambda_m, \xi_k) = 0. \quad (1.4)$$

В выражении (1.4) параметры повреждения заданы в неявной форме как функции от обобщённых координат и параметров нагрузки, предполагая, что существует единственное решение. Тогда (1.4) можно переписать в виде:

$$D(q_i, \lambda_m, \xi_k(q_i, \lambda_m)) \equiv 0. \quad (1.5)$$

Для получения параметров повреждения в явной форме проводится аппроксимация путём разложения в ряд Тейлора в окрестности состояния системы, которое соответствует началу роста разрушения. Таким образом, обобщенный функционал потенциальной энергии для случая, когда нагрузка прикладывается в виде перемещений, можно записать следующим образом:

$$\delta \Pi^* = \delta \Pi^*(q_i, \alpha_m, \xi_k(q_i, \alpha_m)) = \delta W_t(q_i, \alpha_m, \xi_k(q_i, \alpha_m)). \quad (1.6)$$

А в случае, когда нагрузка прикладывается в виде внешних сил, выражение (1.6) примет вид:

$$\delta \Pi^* = \delta \Pi^*(q_i, A_m, \xi_k(q_i, A_m)) = \delta(W_t - A_m \alpha_m). \quad (1.7)$$

В выражениях (1.6) и (1.7) W_t – общая энергия деформации, которая является суммой энергии упругой деформации W и диссипативной энергии W_d .

Используя условие минимума функционала полной потенциальной энергии ($\delta\Pi^*(q_i) = 0$), получаем решение задачи в виде $q_i(\lambda_m)$, которое представляет собой напряженно-деформированное состояние системы с момента, когда начался рост повреждения.

В целях иллюстрации применения данного подхода приведён пример постановки задачи расчёта на сжатие двумерной слоистой балки с расслоением (рисунок 1.3) [68].

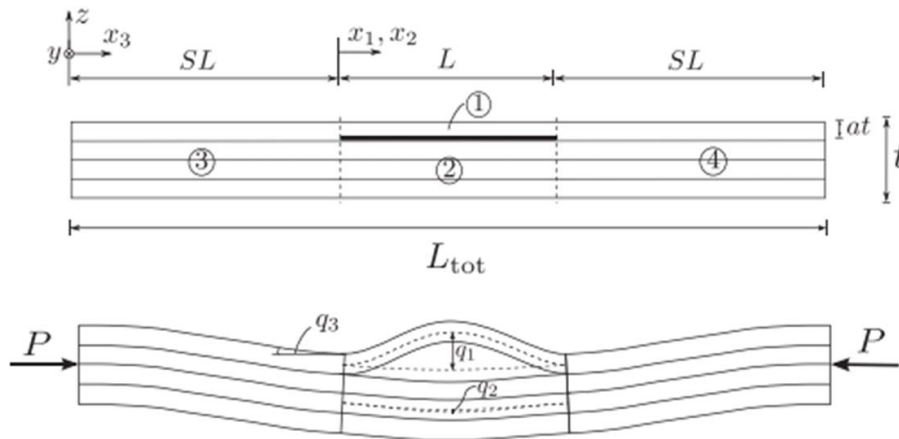


Рисунок 1.3 — Балка из слоистого композита с дефектом типа расслоение [68]

Здесь в качестве обобщенной силы принята внешняя сила ($A_1 = P$, $m = 1$), используются четыре обобщённые координаты ($i = 1 \dots 4$): q_1 и q_2 – амплитуды перемещений верхней и нижней части расслоения, q_3 – вращение (угол поворота) плоскости на стыке неповреждённого участка балки и участка с повреждением, q_4 – не указан на рисунке 1, общее перемещение краёв повреждённого участка балки. В качестве параметра повреждения принята длина расслоения ($\xi_1 = L$, $k = 1$).

При решении задачи оценки трещиностойкости многослойных композитов большое распространение получил энергетический метод механики разрушения, основанный на работах Гриффитса [12, 25, 72]. Согласно рассматриваемому методу, в рамках линейной упругой механики разрушения рост трещины не происходит, если сопротивление её распространению R превышает интенсивность выделения упругой энергии G в вершине трещины. Сопротивление росту трещины

представляет собой удельную работу разрушения, то есть количество энергии, необходимой для формирования единицы площади новой поверхности трещины.

Формула для величины энергии, требуемой для разрушения, R , записывается в виде:

$$R = 2\gamma, \quad (1.8)$$

где γ - удельная поверхностная энергия разрушения.

Выражение для величины высвобождающейся энергии G записывается в виде:

$$G = \frac{d}{ds}(A - U), \quad (1.9)$$

где A – работа внешних сил, U – потенциальная энергия тела.

В рамках линейно-упругой механики разрушения функцию G может выполнять J -интеграл. Выражение для J -интеграла записывается следующим образом:

$$J = \int_{\Gamma} (W dy - T_i \frac{du_i}{dx_i} ds), \quad (1.10)$$

где W – удельная потенциальная энергия деформации; T_i, u_i - компоненты вектора поверхностной силы и полного перемещения на направленном против часовой стрелки контуре интегрирования Γ ; dS – малый элемент контура интегрирования.

J -интеграл представляет собой инвариантную величину относительно формы и размеров контура Γ , который может быть малым или совпадать с границей тела вокруг вершины трещины. Положение контура Γ относительно пластической зоны не влияет на значение J -интеграла. Критерий разрушения формулируется следующим образом [12]: трещина начнет распространяться, если величина J -интеграла достигает критического значения

$$J = J_c, \quad (1.11)$$

где J_c — критическое значение J -интеграла, определяемое экспериментально.

Необходимо отметить, что описание закритического поведения элементов конструкций, выполненных из многослойных композитных материалов, с учётом их разрушения, только с помощью аналитических подходов является достаточно сложной задачей. Подобные задачи относятся к многосвязным, что приводит к

необходимости решения сложной и трудоёмкой системы дифференциальных уравнений в частных производных. Кроме того, возникает отдельная проблема, связанная с определением формы потери устойчивости, поскольку возможны ситуации, когда ни одна из полученных форм равновесия не является физически реализуемой. Дополнительное усложнение использования аналитических подходов связано с наличием нескольких зон расслоения и возможным их взаимодействием. В этих условиях требования к оптимальному проектированию, а также к сокращению сроков и материальных затрат на экспериментальную отработку, определили значительный интерес к разработке и совершенствованию методов прогнозирования деформационных и прочностных характеристик композитных материалов и расчёта напряжённо-деформированного состояния конструкций из них с использованием современных компьютерных технологий.

Учитывая все описанные выше проблемы использования аналитических подходов к решению задачи роста расслоения, в реальных конструкциях целесообразно использовать численные методы, а именно, метод конечных элементов.

Ряд исследований посвящён анализу конструктивных элементов из многослойных композиционных материалов с межслойными дефектами, в которых выполняется сопоставление результатов, полученных аналитическими методами и методом конечных элементов, с экспериментальными данными.

В диссертационной работе Дамдинова Т.А. [73] разработана одномерная модель расчета устойчивости сквозных дефектов прямоугольной формы в пластине с учетом геометрической нелинейности. Создана методика эксперимента и выполнено экспериментальное исследование процесса роста межслойных дефектов в пластинах из композиционного материала; предложено использование системы технического зрения для автоматизированной обработки данных об увеличении размеров дефектов. Выполнен расчет на устойчивость в программном комплексе *ANSYS* на примере элемента конструкции вертолета. Проведены испытания на сжатие образцов-пластин с предварительным сквозным межслойным дефектом (длина пластины 100 мм, длина дефекта 40 мм) из стеклопластика и

углепластика. Авторами установлено, что полученные экспериментальные данные согласуются с результатами численного моделирования в допустимых пределах (рисунок 1.4).

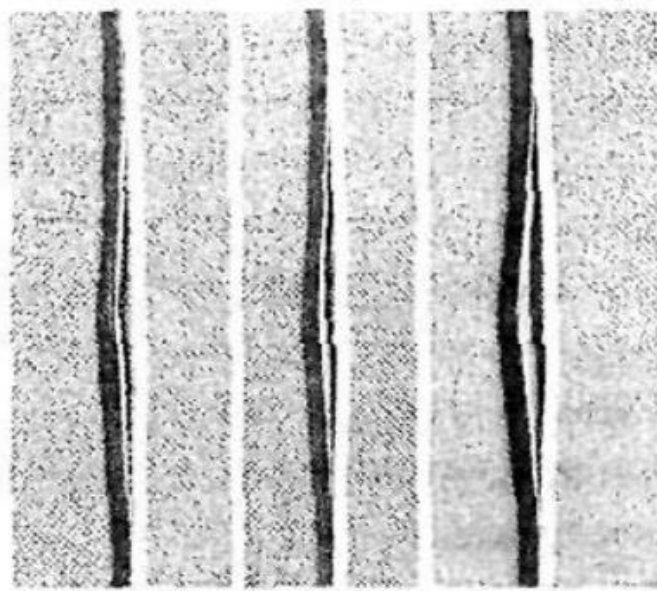


Рисунок 1.4 — Результаты исследования пластин с предварительным межслойным дефектом, рост дефекта отслоения в процессе испытаний на сжатие[73]

В диссертационной работе Пнёва А.Г. [74] на основе энергетического подхода выполнен уточненный расчет критических нагрузок и проведен анализ закритического поведения тонкостенных элементов конструкций с технологическими дефектами в виде отслоений круглой формы. Разработан алгоритм численного расчета тонкостенных элементов конструкций из слоистых композиционных материалов с наличием дефектов в конечно-элементном пакете *ANSYS*. Проведены экспериментальные испытания образцов из стеклопластика и углепластика с дефектами в виде отслоения. Авторами утверждается, что расчетные и экспериментальные результаты согласуются удовлетворительно.

Вопросу моделирования распространения дефектов в виде расслоений и разработки методики повышения прочности элементов конструкций из композитных материалов с такими дефектами посвящена работа [75]. В диссертационной работе представлен разработанный аналитический подход к решению задачи механики разрушения с использованием J -интеграла,

применительно к композитной пластине, подверженной сжатию, с расслоением с учетом различия упругих характеристик ортотропного материала на основном, дефектном и отслоившемся участках. Автором разработаны методики численного расчета в конечно-элементном пакете *ANSYS* критической и разрушающей сил для сжатых пластин, колец и полуколец, изготовленных из композитного материала при наличии межслойных дефектов. Выполнена верификация предложенных аналитических и численных методик.

Были проведены испытания по определению критической и разрушающей нагрузок при действии сжимающего нагружения для пластин со сквозным межслойным дефектом из углепластика (укладка $[0_5, 90_5]$) и стеклопластика (укладка $[0_5, 90_5]$ и $[45_5, -45_5]$). Проведено сравнение аппроксимирующих кривых, полученных с помощью численных, теоретических и экспериментальных значений критической силы в зависимости от размера дефекта. Сравнительный анализ показал, что расхождения между экспериментальными результатами и значениями, полученными по аналитическим и численным расчётам, находятся в допустимых пределах.

В диссертационной работе Чернякина С.А. [76] разработана методика численного моделирования дефектов в виде расслоения в структуре многослойных полимерных композиционных материалов при действии как квазистатических, так и циклических нагрузок в конечно-элементном пакете *ANSYS*. Предложен и реализован подход к учёту накопления усталостных повреждений в зоне расслоения при воздействии циклически изменяющихся нагрузок. Получены безразмерные зависимости остаточной несущей способности подкреплённой композитной панели от геометрических параметров дефекта (его размера и формы) и от его положения в конструкции при сдвиговых нагрузках. Эти зависимости позволяют выполнить количественную оценку остаточной несущей способности элементов конструкции с такими дефектами. Также алгоритм оценки повреждающего воздействия циклического нагружения на межслойный дефект при росте дефекта по моде сдвига рассмотрен в работе Бессонова П.С. [77]

Монография Бохоевой Л.А. [78] посвящена исследованию задачи локальной устойчивости конструктивных элементов, выполненных из многослойных композиционных материалов с наличием расслоений, а также анализу последующего роста дефектов. В ней приводятся сопоставления результатов, полученных численно-аналитическими методами, с решениями, выполненными с использованием метода конечных элементов. Также выполнено сопоставление полученных данных с данными испытаний композитных образцов. Для образцов со сквозным дефектом автор наблюдает качественное сходство теоретических, численных и экспериментальных кривых зависимости осевого перемещения дефекта от приложенной нагрузки.

Необходимо отметить успешный опыт применения критерия максимальной интенсивности деформаций [79] к оценке прочности композитного пакета:

$$\varepsilon_i \leq \varepsilon_{ib}, \quad (1.12)$$

где ε_i – интенсивность деформаций, которая через главные деформации может быть выражена следующим образом [80]:

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2} \quad (1.13)$$

а $\varepsilon_{ib}=0,006$ для композитных пакетов из препрега на основе углеродного волокна.

1.3 Экспериментальные исследования композитов

Наилучшим образом оценить несущую способность с межслоевыми дефектами можно только посредством экспериментальных исследований.

По характеру воздействия на материал методы испытаний можно разделить на разрушающие методы испытаний [6, 14, 17, 24] и неразрушающие [38-41].

Существует ряд стандартизованных методов испытаний, предназначенных для определения межслойных характеристик вязкости разрушения, которые в дальнейшем используются, в том числе, при конечно-элементном моделировании процессов разрушения композитных конструкций. [81, 82].

Испытательные образцы в виде двойной консольной балки (ДКБ) с начальным расслоением длиной a_0 , расположенным на свободном конце, нагружаемую двумя

силами P , приложенными параллельно друг другу, но направленными в противоположные стороны, что обеспечивает раскрытие трещины по режиму отрыва (мода I) (рисунок 1.5 [64]). Образцы такого типа предназначены для экспериментального определения вязкости разрушения первого рода G_I^C .

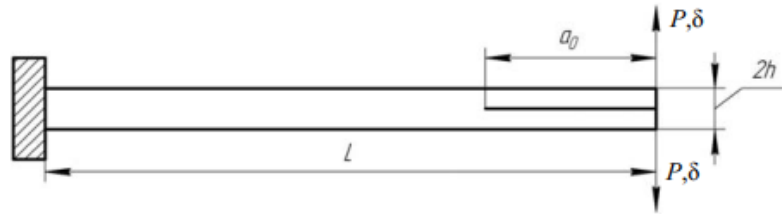


Рисунок 1.5 — Консольная балка с начальным расслоением: образцы типа ДКБ [64]

Образцы типа *ENF* (*End Notch Flexure*) также представляют собой балку с начальным расслоением длиной a_0 , однако в данной конфигурации она подвергается трёхточечному изгибу (рисунок 1.6 [64]). Такие испытания проводятся для определения вязкости разрушения второго рода G_{II}^C .

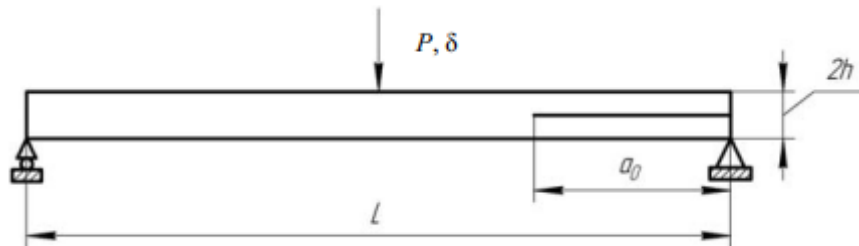


Рисунок 1.6 — Консольная балка с начальным расслоением: образцы типа *ENF* [64]

На данный момент экспериментальное изучение поведения тонкостенных конструктивных элементов из композитных материалов с дефектами в виде отслоений является относительно мало разработанной областью исследований. Результаты испытаний, относящихся к данному классу задач, а также их анализ, как правило, находят отражение в публикациях зарубежных авторов. [83, 84].

Экспериментальное исследование расслоений, обусловленных поперечным растрескиванием полимерной матрицы в слоистых композитных материалах, подробно рассмотрено в работах [18, 85, 86].

Для оценки прочности композитных пластин с предварительным межслойным дефектом (непроклеем) часто используют [69-71] испытания на сжатие образцов, предварительно поврежденных низкоскоростным ударом, описанные в стандарте *ASTM D7137/D7137M* [87]. Оснастка для таких испытаний (рисунок 1.7 [87]) представляет собой жёсткую рамную конструкцию с боковыми направляющими пластинами, которые должны предотвращать общую потерю устойчивости пластины, обеспечивать строго осевое нагружение и допускать локальное разрушение в зоне повреждения. Так же составной частью является верхняя нагружающая плита. Таким образом, оснастка должна создавать условия, при которых разрушение определяется прочностью материала после удара, а не потерей устойчивости образца как элемента конструкции.

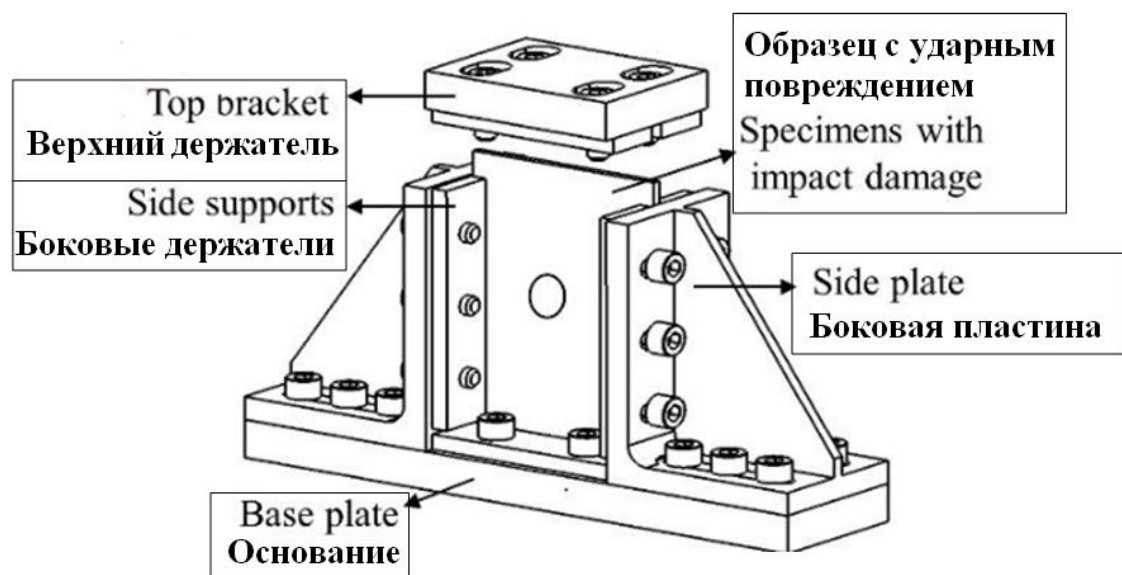


Рисунок 1.7 — Схематичное изображение оснастки для испытаний, соответствующей стандарту *ASTM D7137/D7137M* [87]

Для формирования межслойного дефекта заданной формы, размеров и расположения по толщине композитного пакета, в процессе изготовления образца чаще всего применяют тефлоновую пленку [74-76].

Испытания различного вида композитных образцов с межслойными дефектами производятся на стандартном испытательном оборудовании по типу *Instron 8801*, *Instron 5985*, *BiSS 00-101*. Для проведения испытаний образцов разных типов необходимо использовать соответствующую оснастку [81, 82, 87, 88].

В процессе испытаний информация о нагрузке, перемещениях, деформациях и т.п. может быть получена непосредственно от испытательных машин, либо с помощью иного оборудования (измерители лазерные триангуляционные, тензодатчики и т.п.).

1.4 Подходы к моделированию расслоений в композитных пластинах методом конечных элементов

Как было отмечено ранее, на данный момент метод конечных элементов является наиболее универсальным и распространённым численным методом анализа таких комплексных задач, как рост расслоений в многослойных композитных материалах. В рамках данного метода существуют различные подходы к моделированию развития трещин, в том числе и процессов расслоения. Один из наиболее распространённых подходов представляет собой метод виртуального закрытия трещины (*virtual crack closure technique, VCCT*), детально изложенный в работах [89, 91]. Этот метод опирается на положения линейной упругой механики разрушения и использует критерий Ирвина для оценки условий распространения трещины. [91].

В рамках рассматриваемого метода делаются следующие предположения:

1) энергия, освобождаемая при увеличении длины трещины на величину Δa (в двумерной постановке), либо на площадь поверхности ΔA (в трёхмерной постановке) равна энергии, считается равной энергии, необходимой для закрытия этой же трещины на соответствующую длину или площадь;

2) изменение размера трещины на малую величину Δa (в двумерной постановке) или ΔA (в трёхмерной постановке) изменяет напряжённо-деформированное состояние в окрестности её вершины, незначительно.

Исходя из указанных предположений, для двумерной конечно-элементной модели, использующей четырёхузловые элементы, формулы для вычисления скоростей высвобождения энергии в узле, соответствующем вершине трещины, имеют вид [89]:

$$\begin{cases} G_I = -\frac{1}{2\Delta a} R_Y \Delta v, \\ G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} R_X \Delta u, \end{cases} \quad (1.14)$$

где G_I и G_{II} – интенсивности выделения энергии первого и второго рода соответственно, Δu и Δv – относительные перемещения между ближними к вершине трещины узлами поверхности трещины в локальных координатах x и y соответственно, R_X и R_Y – силы, возникающие в узле – вершине трещины, Δa – увеличение длины трещины.

Для трёхмерной конечно-элементной модели, использующей восьмиузловые конечные элементы, уравнения (1.14) имеют следующий вид:

$$\begin{cases} G_I = -\frac{1}{2\Delta A} R_Y \Delta v, \\ G_{II} = -\frac{1}{2\Delta A} R_X \Delta u, \\ G_{III} = -\frac{1}{2\Delta A} R_Z \Delta w, \end{cases} \quad (1.15)$$

где G_I , G_{II} и G_{III} – интенсивности выделения энергии первого, второго и третьего рода соответственно, Δu , Δv и Δw – относительные перемещения между ближними к вершине трещины узлами поверхности трещины в локальных координатах x , y и z соответственно, R_X , R_Y и R_Z – силы, возникающие в узле – вершине трещины, ΔA – увеличение площади поверхности трещины.

На рисунке 1.8 [92] представлены величины, используемые в (1.12) и (1.13).

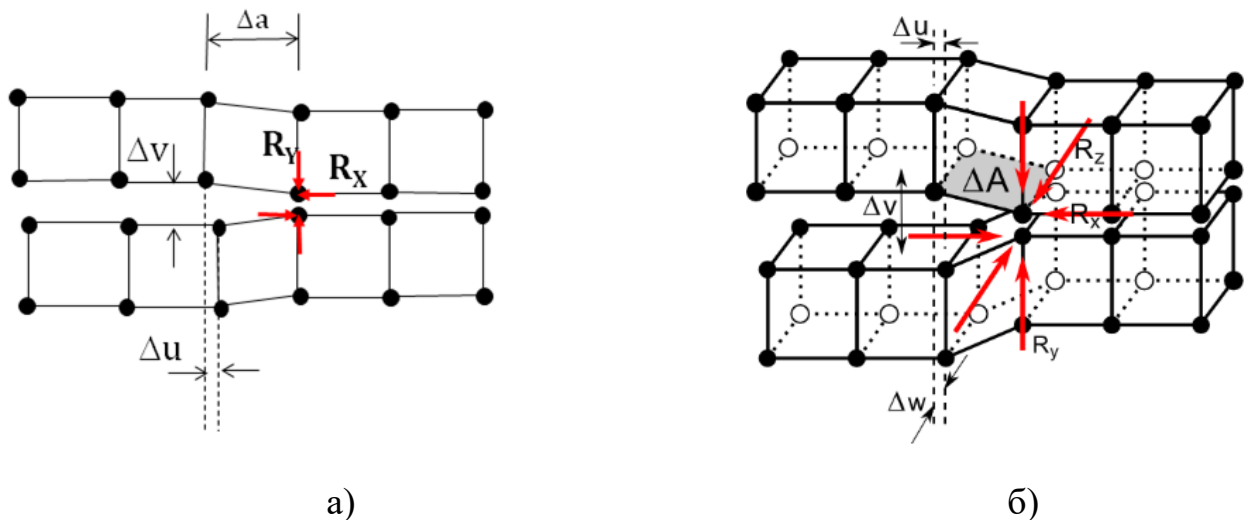


Рисунок 1.8 – Расчёт скорости выделения энергии [92]: а – для двумерной КЭМ; б – для трёхмерной КЭМ

В рамках метода *VCCT* используются различные критерии разрушения, позволяющие определить условия начала и развития трещины. Наиболее простым критерием, подходящим как для двумерного, так и для трёхмерного конечно-элементного анализа, является критерий критической скорости выделения энергии [92]:

$$f = \frac{G_T}{G_T^C}, G_T = G_I + G_{II} + G_{III}, \quad (1.16)$$

где G_T^C – вязкость разрушения. Рост трещины происходит, когда значение критерия достигает единицы: $f \geq 1$.

Другим наиболее распространенным критерием является критерий линейного разрушения [92]:

$$f = \frac{G_I}{G_I^C} + \frac{G_{II}}{G_{II}^C} + \frac{G_{III}}{G_{III}^C}, \quad (1.17)$$

где G_I^C , G_{II}^C и G_{III}^C – вязкости разрушения первого, второго и третьего рода соответственно. Рост трещины происходит, когда значение критерия достигает единицы: $f \geq 1$.

Недостатками метода *VCCT* являются его высокая чувствительность к размеру конечного элемента, т.е. для получения достаточно точных результатов необходимо большое количество маленьких конечных элементов вдоль пути распространения трещины. Также требуется наличие начальной, предварительной трещины.

В рамках альтернативного, широко применяемого подхода к моделированию роста расслоения, основанного на учёте контактного взаимодействия между телами, используется модель когезионной зоны (*cohesive zone model, CZM*) [93–112]. В этом подходе основной расчётной зависимостью является связь между усилиями растяжения (или сдвига) в когезионной зоне и расстоянием между узлами, соответствующими взаимодействующим поверхностям расслоения. Такая зависимость может быть описана функцией (обычно принимается билинейная или экспоненциальная форма), характеризующейся двумя ключевыми параметрами: максимальным допустимым раскрытием между поверхностями и площадью под кривой данной зависимости, которая представляет собой критическую скорость

выделения энергии, необходимую для полного разрушения когезионной зоны и дальнейшего распространения расслоения

Существует множество различных вариаций функции, используемой в методе *CZM*, однако наиболее распространённым является билинейный закон (рисунок 1.9). Он характеризуется максимальным усилием и соответствующим перемещением, при котором начинается разрушение. Затем, усилие стремится к нулю по мере приближения к величине максимального перемещения, далее контактная пара разрывается.

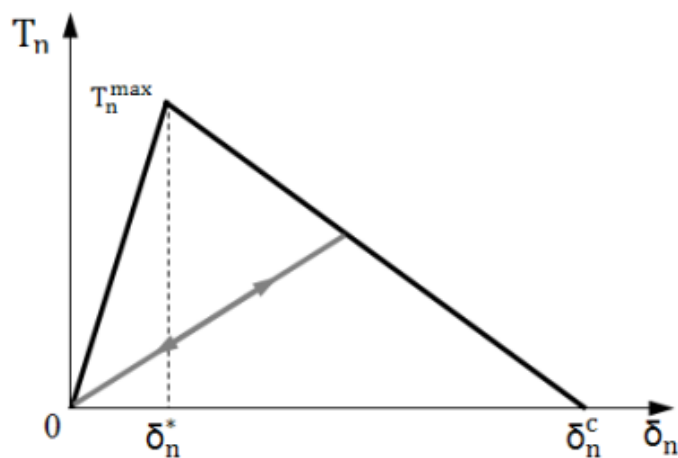


Рисунок 1.9 — Билинейный закон разрушения, используемый в *CZM* [92]

Подобный закон может использоваться в случае реализации только нормального или только сдвигового разрушения, также существуют формулировки для случая смешанного типа разрушения.

К недостаткам данного метода можно отнести необходимость большого количества исходных данных, требуемых для реализации метода: расстояние в контактной паре, соответствующее началу распространения дефекта, максимальное расстояние в контактной паре, максимальные межслойные нормальные и касательные напряжения. Также существуют вариации постановки задачи, когда в качестве исходных данных принимается вязкость разрушения материала.

В работах [113-118] проведено сравнение экспериментальных данных образцов типа ДКБ с результатами моделирования этих образцов двумерными и трехмерными конечными элементами с помощью методов *VCCT* и *CZM*.

1.5 Моделирование расслоения композитной пластины методом *SBFEM*

Метод масштабированных конечных элементов (*Scaled Boundary Finite Element Method, SBFEM*) [119–124], разработанный изначально для решения задач динамики в неограниченных областях, может быть использован для решения широкого круга задач механики. Основным преимуществом данного метода *SBFEM* является разбиение области решения задачи на набор подобластей (*S*-элементов), каждая из которых может иметь произвольное число граней (в двумерной постановке) или сторон (в трёхмерной постановке), при этом сами грани (стороны) дополнительно разбиваются на произвольное число конечных элементов. Это обуславливает эффективность метода *SBFEM* при моделировании процесса роста трещины или процесса расслоения, при котором необходимо большое количество элементов малого размера вдоль пути распространения расслоений. Описанная схема позволяет локально увеличивать плотность сетки на поверхности расслоения, что повышает точность воспроизведения процесса его распространения, при одновременном снижении общего числа узлов по сравнению с традиционной МКЭ-моделью. В результате сокращается объём вычислений и время решения расчётной задачи.

Для того, чтобы проиллюстрировать описанный выше подход к решению задач механики методом *SBFEM*, рассмотрим пластину с отверстием. На рисунке 1.10 представлена схема моделирования пластины с отверстием с помощью *SBFEM*. Пластина разбита на *S*-элементы, центры которых обозначены символом « \oplus ». Грани *S*-элементов разбиты трехузловыми конечными элементами, узлы обозначены красными точками. Так как дискретизация *S*-элемента определяется дискретизацией её границ, при необходимости возможно локальное уточнение лишь интересующего фрагмента, как это выполнено, например, для *S*-областей №1 и №6.

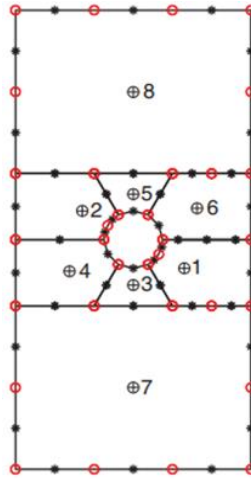


Рисунок 1.10 — Моделирование пластины с отверстием с помощью *SBFEM* [120]

Формирование S -элемента происходит путём масштабирования каждого конечного элемента, расположенного на границе, относительно соответствующего центра масштабирования. Закрашенный сектор S -элемента на рисунке 1.11 представляет собой такое масштабирование одно из конечных элементов на границе, где закрашенные точки - узлы одномерных элементов на границе S элемента, а не закрашенные точки - их масштабированные, «перенесённые» положения.

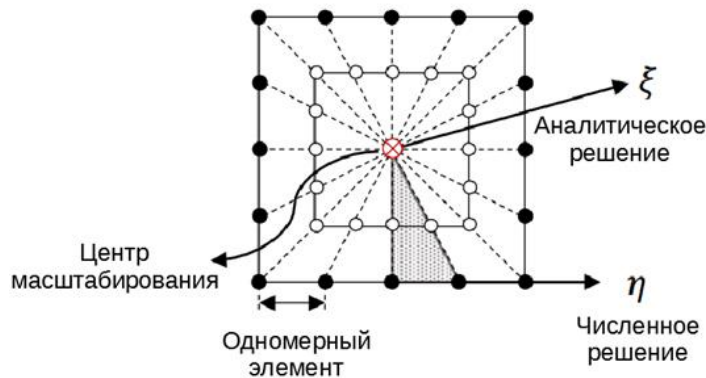


Рисунок 1.11 — Пример двумерного S -элемента [119]

В рамках метода *SBFEM* основные уравнения линейной задачи теории упругости записываются в локальных координатах (координаты масштабирования границы): радиальной координате ξ , $\xi \in [0;1]$ и окружной координате η , $\eta \in [-1;1]$. В окружном направлении (η) решение определяется численно в дискретных узловых точках конечного элемента, в то время как в радиальном направлении (ξ) оно строится. Благодаря такой комбинации численной и аналитической

аппроксимации, поле перемещений внутри S -элемента находится полуаналитическим способом. При этом направления компонент вектора перемещений $\{u\}$, деформаций $\{\varepsilon\}$ и напряжений $\{\sigma\}$ сохраняются в исходной декартовой системе координат, что полностью соответствует логике использования изопараметрических конечных элементов в классическом методе конечных элементов.

Операция преобразования декартовых координат произвольной точки внутри S -элемента (x, y) в локальные координаты ξ, η имеет вид [120]:

$$x = \xi[N(\eta)]\{x\}, \quad (1.18)$$

$$y = \xi[N(\eta)]\{y\}, \quad (1.19)$$

где $[N(\eta)]$ – функции формы конечного элемента на границе S -элемента в матричном виде, $\{x\} = [x_1 \ x_2]^T$ и $\{y\} = [y_1 \ y_2]^T$ – координаты узлов конечного элемента на границе.

Преобразование операторов дифференцирования, имеет вид:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial y} \end{pmatrix} = \frac{1}{|J_b|} \begin{pmatrix} y_{b,\eta} \\ -x_{b,\eta} \end{pmatrix} \frac{\partial}{\partial \xi} + \frac{1}{|J_b|} \frac{1}{\xi} \begin{pmatrix} -y_b \\ x_b \end{pmatrix} \frac{\partial}{\partial \eta}, \quad (1.20)$$

где (x_b, y_b) – координаты точки, принадлежащей границе S -элемента, а $|J_b|$ – определитель матрицы Якоби на границе ($\xi = 1$), которые являются функциями от η и зависят только от геометрии элемента. Такое преобразование используется в дальнейшем для записи основных уравнений линейной задачи теории упругости в локальных координатах.

В матричном виде зависимость деформаций от перемещений можно записать в виде

$$\{\varepsilon\} = [L]\{u\}, \quad (1.21)$$

где $[L]$ – дифференциальный оператор. Подставив выражение (1.18) в дифференциальный оператор из (1.19) и сгруппировав члены относительно частных производных, получим [120]:

$$[L] = [b_1] \frac{\partial}{\partial \xi} + \frac{1}{\xi} [b_2] \frac{\partial}{\partial \eta}, \quad (1.22)$$

где

$$[b_1] = \frac{1}{|J_b|} \begin{bmatrix} y_{b,\eta} & 0 \\ 0 & -x_{b,\eta} \\ -x_{b,\eta} & y_{b,\eta} \end{bmatrix}, [b_2] = \frac{1}{|J_b|} \begin{bmatrix} -y_b & 0 \\ 0 & x_b \\ x_b & -y_b \end{bmatrix}. \quad (1.23)$$

Как было упомянуто ранее, поле перемещений S -элемента находится полуаналитическим образом, следовательно, перемещения $\{u\} = \{u(\xi, \eta)\} = [u_x(\xi, \eta) \ u_y(\xi, \eta)]$ записываются в следующем виде:

$$\{u(\xi, \eta)\} = [N_u(\eta)]\{u(\xi)\}, \quad (1.24)$$

где $[N_u(\eta)] = \begin{bmatrix} N_1(\eta) & 0 & \dots & N_{p+1}(\eta) & 0 \\ 0 & N_1(\eta) & \dots & 0 & N_{p+1}(\eta) \end{bmatrix}$ – функции формы одномерного конечного элемента порядка p ; $\{u(\xi)\}$ – функции перемещений в радиальном направлении, которые задаются на прямых, соединяющих узлы с центром масштабирования S -элемента. Подставив (1.19) и (1.21) в (1.18), получим выражение для деформаций

$$\{\varepsilon(\xi, \eta)\} = [B_1(\eta)]\{u(\xi)\}_{,\xi} + \frac{1}{\xi} [B_2(\eta)]\{u(\xi)\}, \quad (1.25)$$

где

$$[B_1(\eta)] = [b_1][N_u(\eta)], [B_2(\eta)] = [b_2][N_u(\eta)]_{,\eta}. \quad (1.26)$$

Соответственно выражение для напряжений будет иметь вид

$$\{\sigma(\xi, \eta)\} = [D] \left\{ [B_1(\eta)]\{u(\xi)\}_{,\xi} + \frac{1}{\xi} [B_2(\eta)]\{u(\xi)\} \right\}, \quad (1.27)$$

где $[D]$ – матрица упругих постоянных.

Далее, исходя из принципа возможных перемещений, запишем выражения для виртуальных перемещений и деформаций

$$\{\delta u(\xi, \eta)\} = [N_u(\eta)]\{\delta u(\xi)\}, \quad (1.28)$$

$$\{\delta \varepsilon(\xi, \eta)\} = [B_1(\eta)]\{\delta u(\xi)\}_{,\xi} + \frac{1}{\xi} [B_2(\eta)]\{\delta u(\xi)\}. \quad (1.29)$$

Непосредственно выражение принципа виртуальной работы имеет вид [119]:

$$\int_V \{\delta \varepsilon(\xi, \eta)\}^T \{\sigma(\xi, \eta)\} dV = \{\delta d\}^T \{F\}, \quad (1.30)$$

где $\{\delta d\}$ – вектор виртуальных узловых перемещений ($\{\delta d\} = \{\delta u(\xi = 1)\}$), $\{F\}$ – вектор узловых сил ($\{F\} = \{q(\xi = 1)\}$). Левая часть выражения представляет собой

виртуальное приращение внутренней энергии деформации, а правая часть – виртуальное приращение работы внешних сил.

Далее аналогично тому, как это делается в рамках метода конечных элементов, получим уравнение равновесия *SBFEM* в двумерной постановке

$$[E_0]\xi^2\{u(\xi)\}_{,\xi\xi} + ([E_0] + [E_1]^T - [E_1])\xi\{u(\xi)\}_{,\xi} - [E_2]\{u(\xi)\} = 0, \quad (1.31)$$

где

$$[E_0] = \int_{-1}^1 [B_1(\eta)]^T [D] [B_1(\eta)] |J_b| d\eta, \quad (1.32a)$$

$$[E_1] = \int_{-1}^1 [B_2(\eta)]^T [D] [B_1(\eta)] |J_b| d\eta, \quad (1.32б)$$

$$[E_2] = \int_{-1}^1 [B_2(\eta)]^T [D] [B_2(\eta)] |J_b| d\eta \quad (1.32в)$$

матрицы коэффициентов, которые зависят только от геометрии и свойств материала *S*-элемента.

Выражение (1.29) представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка, в которой безразмерная координата ξ выступает в роли независимой переменной. Далее описан один из наиболее простых подходов к решению данной системы метод разложения решения по собственным числам.

Для реализации численного решения системы дифференциальных уравнений второго порядка, необходимо преобразовать соотношение (1.29) в эквивалентную систему дифференциальных уравнений первого порядка. Число степеней свободы на границе *S*-элемента совпадает с числом уравнений в системе (1.29), и обозначено n . Понижение порядка каждого уравнения приводит к удвоению количества уравнений, так что в итоге система формируется уже из $2n$ уравнений первого порядка. После выполнения указанного преобразования получаем расширенную систему:

$$\xi \begin{Bmatrix} \{u(\xi)\} \\ \{q(\xi)\} \end{Bmatrix}_{,\xi} = [Z_p] \begin{Bmatrix} \{u(\xi)\} \\ \{q(\xi)\} \end{Bmatrix}, \quad (1.33)$$

где

$$[Z_p] = \begin{bmatrix} -[E_0]^{-1}[E_1]^T & -[E_0]^{-1} \\ [E_2] - [E_1][E_0]^{-1}[E_1]^T & [E_1][E_0]^{-1} \end{bmatrix}. \quad (1.34)$$

Решение уравнения (1.31) представим в виде степенной функции

$$\begin{Bmatrix} \{u(\xi)\} \\ \{q(\xi)\} \end{Bmatrix} = \xi^\lambda \{\phi\} = \xi^\lambda \begin{Bmatrix} \{\phi_i^{(u)}\} \\ \{\phi_i^{(q)}\} \end{Bmatrix}. \quad (1.35)$$

Здесь λ – собственные числа, $\{\phi\}$ – собственные вектора. Из полученных $2n$ собственных чисел только n обладают положительными вещественными частями, и, следовательно, удовлетворяют условию конечности перемещений в центре масштабирования. Только эти n собственных чисел с положительными вещественными частями рассматриваются в дальнейшем решении.

Таким образом, общее решение системы (1.31) будет представлять собой линейную комбинацию n собственных чисел и собственных векторов матрицы $[Z_p]$. Разделив собственные вектора на вектора, соответствующие модам перемещений $(\{\phi_i^{(u)}\})$ и вектора, соответствующие модам сил $(\{\phi_i^{(q)}\})$, решение для ограниченного S -элемента может быть записано в матричной форме

$$\{u(\xi)\} = [\Phi_b^{(u)}] \xi^{\langle \lambda_b \rangle} \{c\}, \quad (1.36a)$$

$$\{q(\xi)\} = [\Phi_b^{(q)}] \xi^{\langle \lambda_b \rangle} \{c\}, \quad (1.36b)$$

где $\langle \lambda_b \rangle = \text{diag}(\lambda_1, \dots, \lambda_n)$ – диагональная матрица собственных чисел, $\{c\} = [c_1, \dots, c_n]^T$ – вектор констант интегрирования, $[\Phi_b^{(u)}] = [\{\phi_1^{(u)}\} \dots \{\phi_n^{(u)}\}]$ и $[\Phi_b^{(q)}] = [\{\phi_1^{(q)}\} \dots \{\phi_n^{(q)}\}]$ – матрицы собственных векторов.

Исключая константы интегрирования из (1.34), получим

$$\{q(\xi)\} = [\Phi_b^{(q)}] [\Phi_b^{(u)}]^{-1} \{u(\xi)\}. \quad (1.37)$$

Записав выражение (1.35) для границы S -элемента ($\xi = 1$), получим зависимость сил от перемещений в виде

$$\{F\} = [K]\{d\}, \quad (1.38)$$

где матрица жесткости S -элемента имеет вид

$$[K] = [\Phi_b^{(q)}] [\Phi_b^{(u)}]^{-1}. \quad (1.39)$$

Матрица $[K]$ представляет собой симметричную матрицу жёсткости, по структуре и назначению аналогичную матрице жёсткости, формируемой при решении задач по методу конечных элементов. Дальнейшая схема решения также следует той же логике, что и в классическом конечно-элементном подходе: матрицы жёсткости отдельных S -элементов собираются в общую глобальную матрицу жёсткости, после чего неизвестные узловые перемещения находятся путём решения системы линейных алгебраических уравнений. Подходы к наложению граничных условий (кинематических и силовых) совпадают с применяемыми в методе конечных элементов.

В работе Хомченко А.В. [125] представлено конечно-элементное моделирование поведения элементов конструкции различного типа, выполненных из многослойного композитного материала, под действием как стационарного, так и нестационарного нагружения, при наличии в них внутренних дефектов. Моделирование ударного воздействия и последующего осжатия на элемент конструкции из многослойного композита рассмотрено в работах [126, 127].

Выводы по главе 1

Приведенный выше обзор литературных источников позволяет сделать вывод о том, что в работах не представлено исчерпывающих экспериментальных данных о несущей способности элементов конструкций ЛА из композитных материалов в зависимости от параметров межслойного дефекта. Также во многих работах сравнение результатов расчета приводится с ограниченным набором экспериментальных данных.

Таким образом, оценка критической нагрузки элементов конструкций ЛА из композитных материалов с межслойными дефектами, а также анализ их закритического поведения с учетом роста межслойных дефектов и дальнейшего разрушения является актуальной.

Сформулированы следующие положения по существу планируемой работы.

Объект исследования — многослойные композитные пластины, представляющие собой тонкостенные элементы конструкции летательного аппарата (ЛА).

Предмет исследования — несущая способность многослойной композитной пластины с дефектом при воздействии сжимающей нагрузки.

Под дефектом будем понимать межслойный дефект, возникающий вследствие нарушения связей между слоями многослойного композита.

Под расслоением будем понимать процесс увеличения межслойного дефекта, проходящий в композитном материале при приложенной нагрузке.

Под решением задачи устойчивости далее будем понимать процесс нахождения критической нагрузки и формы потери устойчивости с помощью определения собственных значений и векторов.

Под решением нелинейной статической задачи далее будем понимать процесс решения геометрически нелинейной статической задачи пошаговыми методами. В процессе решения учитываются контактные взаимодействия, закритическое поведение объекта моделирования, процесс развития межслойных дефектов.

Идея работы заключается в учете расположения и геометрических размеров межслойного дефекта для определения несущей способности многослойной композитной пластины при сжимающей осевой нагрузке.

2 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

2.1 Определение межслойных характеристик

На базе СибНИА им. С. А. Чаплыгина были проведены испытания для определения величины вязкости межслоевого разрушения при нормальном отрыве G_{IC} для композитов, изготовленных из препрега *Torayca T800*.

В соответствии с ГОСТ Р 56815-2015 [81] образцы выполнены в виде двойных консольных балок (ДКБ) с предварительно заданным межслойным дефектом. Дефект, расположенный у свободного конца по центру толщины пакета, формировался введением между слоями препрега тефлоновой плёнки с задаваемыми размерами и формой, что обеспечивало воспроизводимость начального расслоения. Размеры образцов приведены в таблице 2.1. Толщина образцов h и их ширина b измерялись в трёх точках: посередине и у каждого края, после чего фиксировалось среднее значение. Образцы содержали 40 слоёв, ориентированных вдоль продольной оси длиной L (укладка: $[0]_{40}$). Нагружение реализовывалось через специальные нагружающие блоки, прикреплённые к концам образца. Эскиз образцов с характерными геометрическими размерами показан на рисунке 2.1. Испытания проводились на испытательной установке *Instron 8801*. Вид образца в рабочем положении в машине до и после испытаний показан на рисунке 2.2 [128].

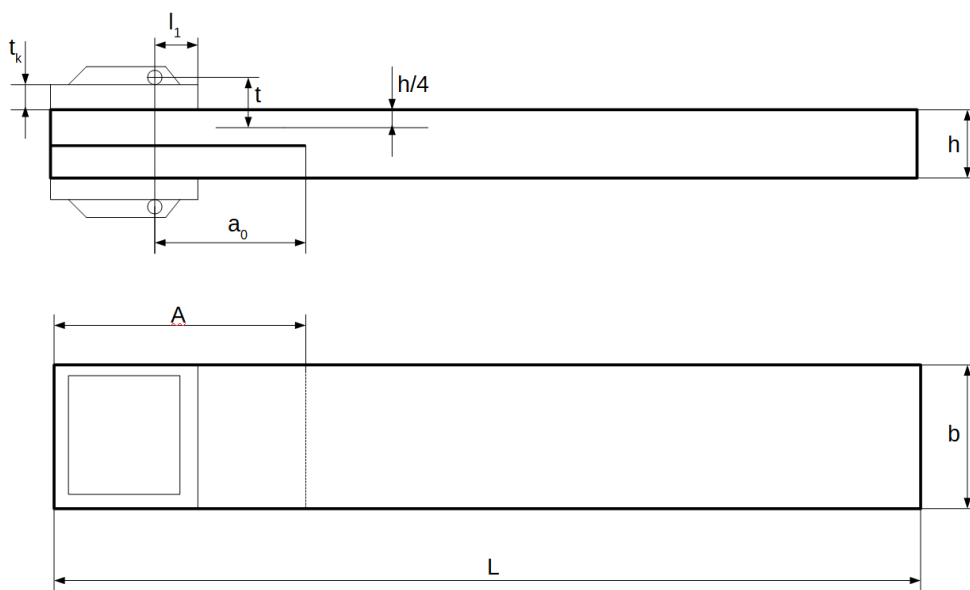
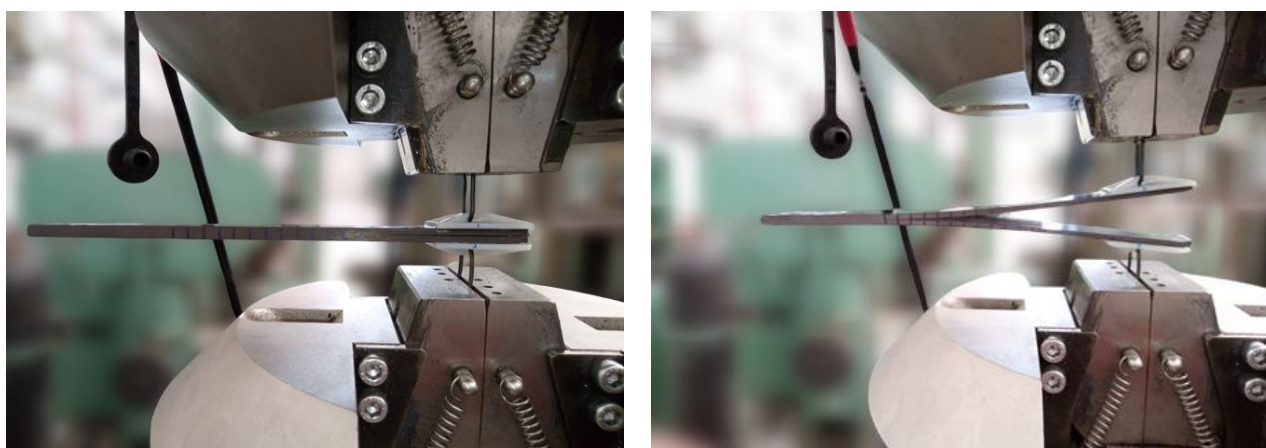


Рисунок 2.1 — Эскиз образца ДКБ с блоками нагружения

Таблица 2.1 — Размеры образцов ДКБ

№ обр.	L , мм	b , мм	h , мм	A , мм	a_0 , мм	t , мм	t_k , мм	l_1 , мм
G1-1	160	24,30	4,57	50	32,5	4,14	3,0	13
G1-2	160	24,20	4,60	50	33,0	2,65	1,5	13
G1-3	159	24,30	4,50	50	33,5	2,63	1,5	13
G1-4	159	24,37	4,50	50	33,5	2,63	1,5	13
G1-5	160	24,87	4,53	50	32,0	2,63	1,5	13
G1-6	160	24,13	4,70	50	33,5	2,68	1,5	13
G1-7	160	23,60	4,40	50	34,0	2,60	1,5	13
G1-8	160	24,74	4,70	50	34,0	2,68	1,5	13

Рисунок 2.2 – Образец в испытательной машине *Instron 8801*

В процессе испытаний для каждого образца записывались значения приращения длины расслоения (da , мм), соответствующие этим приращениям нагрузки (P , кгс) и значения перемещения (раскрытия трещины, δ , мм). В качестве примера данные о значениях приращения длины расслоения, соответствующих значениях нагрузки и перемещения для образца G1-1 представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 — Данные о приращении расслоения для образца G1-1

G1-1	da , мм	3	5	15	25	30	35	40	45	50
	P , кгс	11,5	12,0	12,0	11,3	11,0	10,5	10,0	10,0	9,6
	δ , мм	3,10	5,16	8,81	10,00	11,00	12,80	13,77	14,75	15,18

В результате испытаний образцов были получены диаграммы зависимостей нагрузки от перемещений. В качестве примера на рисунке 2.3 представлена диаграмма зависимости нагрузки от перемещений для образца G1-1. Диаграммы зависимости нагрузки от перемещения для остальных образцов приведены в Приложении «А».

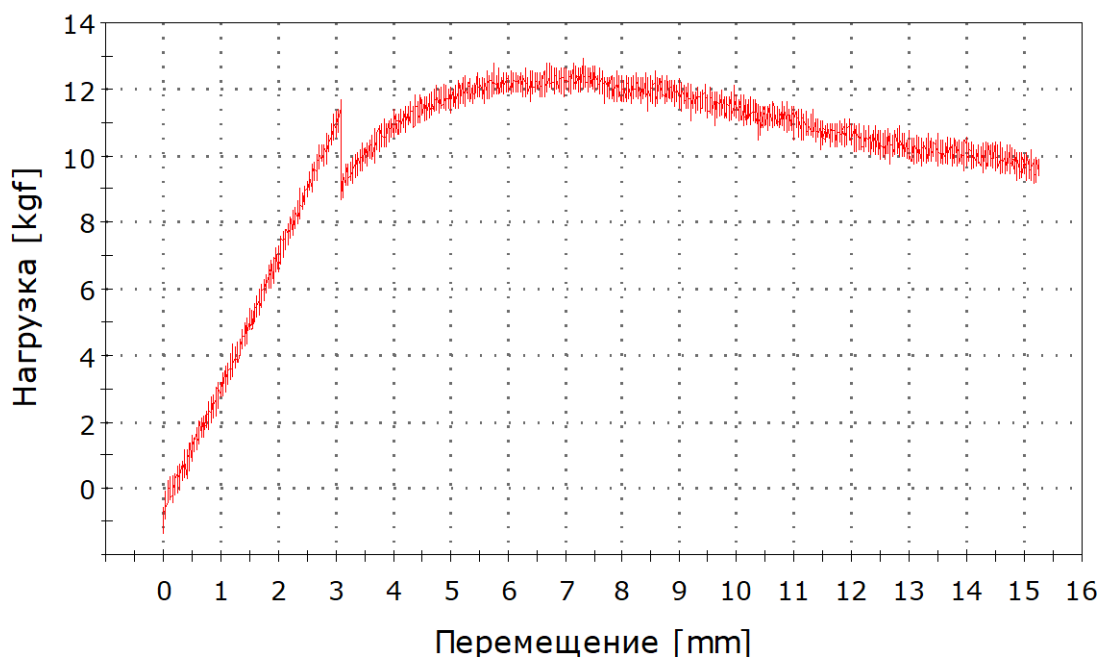


Рисунок 2.3 — График перемещение-нагрузка образца G1-1

Согласно [80], межслоевая вязкость разрушения G_{IC} , кгс/мм, определялась двумя методами.

Метод А – модифицированная балочная теория.

В данном подходе межслоевая вязкость разрушения G_{IC} определяется по формуле:

$$G_{IC} = \frac{3 \cdot P \cdot \delta}{2 \cdot b \cdot (a + |\Delta|)} \frac{F}{N}, \quad (2.1)$$

где P , кгс – нагрузка, δ , мм – раскрытие трещины, b , мм – ширина образца, $a = (a_0 + da)$, мм – длина трещины, $|\Delta|$ – поправка к длине трещины, равная расстоянию от начала координат до пересечения оси абсцисс линейной зависимостью экспериментальных данных в координатах $(C/N)^{1/3}$ от длины трещины (рисунок 2.4), $C = \delta / P$ – податливость образца, мм/кгс, F , N – величины, используемые для поправки при нагружении через блоки:

$$F = \frac{3}{10} \left(\frac{\delta}{a} \right)^2 - \frac{3}{2} \left(\frac{t \cdot \delta}{a^2} \right), \quad (2.2)$$

$$N = 1 - \left(\frac{l_1}{a} \right)^3 - \frac{9}{8} \left(1 - \left(\frac{l_1}{a} \right)^2 \right) \cdot \frac{t \cdot \delta}{a^2} - \frac{9}{35} \left(\frac{\delta}{a} \right)^2, \quad (2.3)$$

Метод Б – калибровка податливости.

В данном подходе межслоевая вязкость разрушения G_{IC} определяется по формуле [81]:

$$G_{IC} = \frac{n \cdot P \cdot \delta \cdot F}{2 \cdot b \cdot a \cdot N}, \quad (2.4)$$

где P , кгс – нагрузка, δ , мм – раскрытие трещины, b , мм – ширина образца, $a = (a_0 + da)$, мм – длина трещины, n – тангенс угла наклона линейной зависимости логарифма C/N от логарифма длины трещины a (рисунок 2.5), F , N – величины, используемые для поправки при нагружении через блоки, находятся с помощью выражений (2.4) и (2.5).

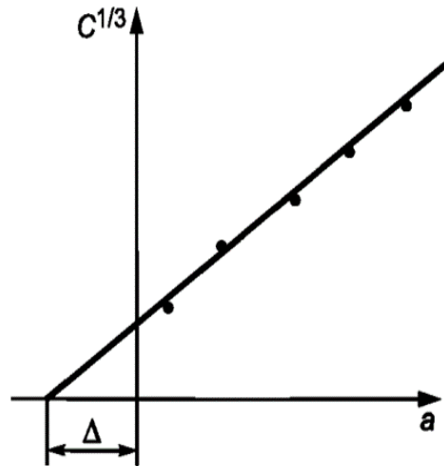


Рисунок 2.4 — Схема определения поправки $|\Delta|$ к длине трещины

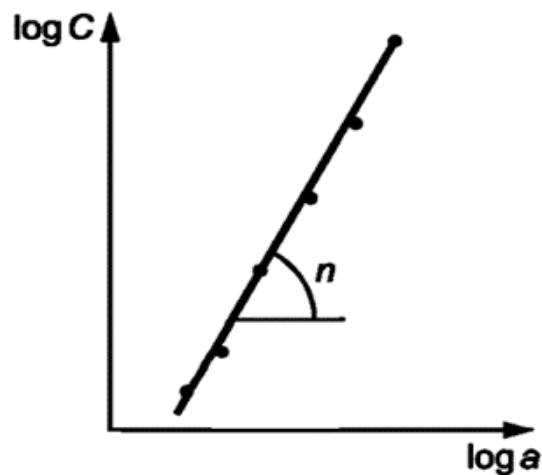


Рисунок 2.5 — Схема определения коэффициента n

В таблице 2.3 представлены величины межслоевой вязкости разрушения G_{IC}^A , вычисленные по методу модифицированной балочной теории (по методу А), и G_{IC}^B , вычисленные методом калибровки податливости (по методу Б) для образца G1-1. Величины межслоевой вязкости разрушения для остальных образцов приведены в Приложении «Б».

Таблица 2.3 — Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-1

G1-1	a , мм	35,5	37,5	47,5	57,5	62,5	67,5	72,5	77,5	82,5
	G_{IC}^A , Н/мм	0,026	0,044	0,066	0,063	0,065	0,069	0,068	0,070	0,066
	G_{IC}^B , Н/мм	0,034	0,056	0,073	0,064	0,063	0,065	0,062	0,062	0,057

На рисунке 2.6 представлены зависимости вязкости разрушения от длины трещины (кривые сопротивления) для образца G1-1 (таблица 2.3).

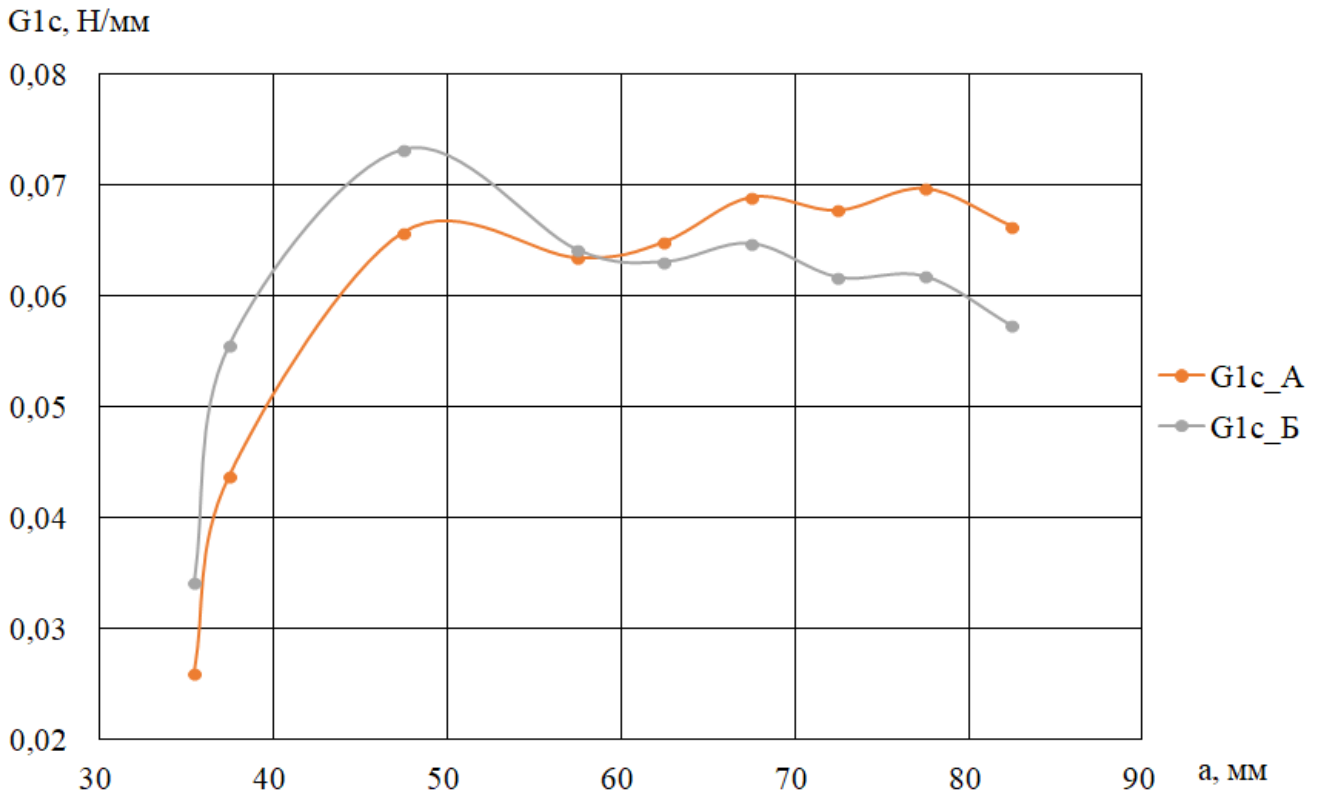


Рисунок 2.6 — Кривые сопротивления для образца G1-1

В таблице 2.4 представлены средние арифметические величины межслоевой вязкости разрушения G_{IC}^{Acp} и G_{IC}^{Bcp} по образцам G1-1 – G1-8.

Таблица 2.4 — Средние арифметические величины межслоевой вязкости разрушения по образцам

a , мм	35	43	44	49	54	59	64	69	74
G_{IC}^{Acp} , Н/мм	0,026	0,037	0,049	0,055	0,058	0,064	0,067	0,069	0,071
G_{IC}^{Bcp} , Н/мм	0,031	0,043	0,054	0,058	0,058	0,063	0,063	0,064	0,065

На рисунке 2.7 представлены кривые сопротивления для осредненных по образцам G1-1 – G1-8 значений вязкости разрушений G_{IC}^{Acp} и G_{IC}^{Bcp} (таблица 2.4).

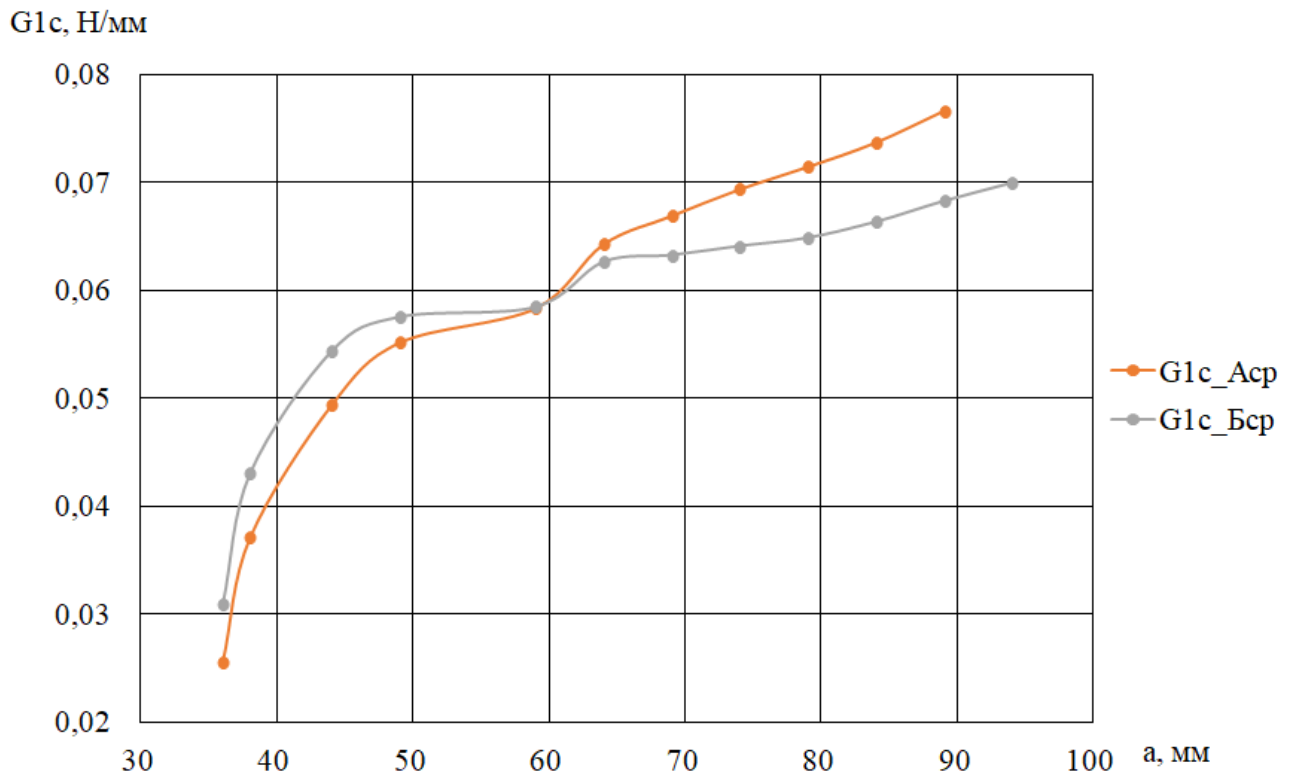


Рисунок 2.7 — Кривые сопротивления для осредненных значений вязкости разрушения по образцам

Согласно ранее указанному ГОСТ [80], при испытании образца ДКБ на расслоение расчетное значение вязкости разрушения сначала монотонно возрастает, а затем стабилизируется при последующем росте расслоения. Более близкими к такому характеру изменения являются значения вязкости разрушения, полученные по методу Б (G_{IC}^B). Следовательно, далее будем использовать только эти значения.

2.2 Испытания полосы с сквозным непроклеем

На базе СибНИА им. С. А. Чаплыгина были проведены лабораторные испытания на сжатие композитных образцов из препрега *Torayca T800* в виде полосы со сквозным непроклеем. Выбор подобного типа геометрии образцов объясняется следующим: образцы-полосы позволяют визуально отслеживать развитие расслоения при нагружении на свободных краях образца. Углы

армирования однонаправленных слоев в градусах относительно продольной оси (расположение предварительного дефекта обозначено символом «//»): [+45, 0, -45, 90, 0, 0, 0, 0, +45, 0, -45, 0, 0, 0, 0, +45, 90, 0, 0, 0, 0, 90, +45, 0, 0, 0, 0, -45, 0, +45, 0, //, 0, 0, 90, -45, 0, +45].

Образцы не доводили до полного разрушения, что позволяло в последующем проводить отработку методики определения границ расслоения с помощью средств неразрушающего контроля. Испытания выполнялись в универсальной испытательной машине *Instron 8801*. Длина рабочей части образца после его фиксации в штатных гидрозавхватах составляла 50 мм.

Часть образцов была изготовлена без дефектов, а часть содержала сквозной межслойный дефект, который формировался введением между слоями препрега тефлоновой плёнки заданных размеров и формы. Эскиз образцов с дефектом представлен на рисунке 2.8.

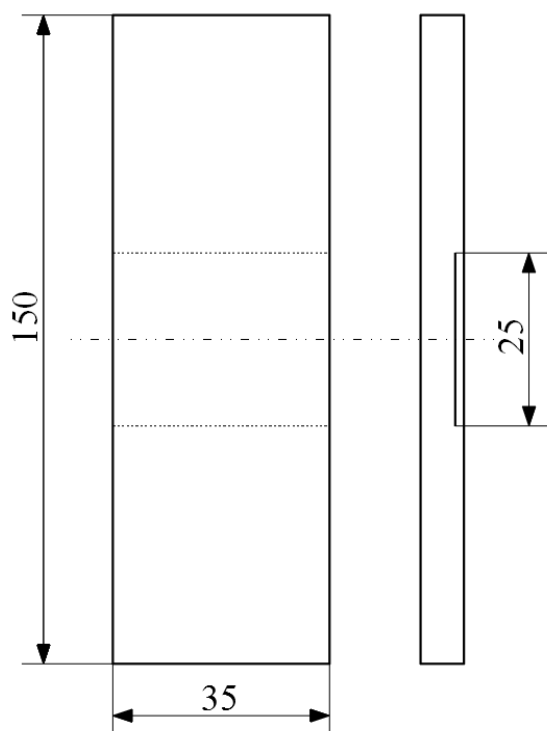


Рисунок 2.8 — Эскиз образца в виде полосы с предварительным дефектом

При испытаниях образцов без дефектов (маркированных «Исх35») наблюдался постепенный изгиб образцов по мере роста нагрузки. Перед потерей несущей способности прогиб в середине рабочей зоны достигал 3-4 мм. Вблизи

верхнего захвата происходило разрушение волокон от сжатия, при этом расслоения захватывали большую часть рабочей зоны. Результаты испытаний приведены в таблице 2.5.

У образцов с дефектом рост расслоения начинался с локальной потери устойчивости в области дефекта, что согласуется с результатами испытаний, приведёнными в открытых источниках (см. п. 1.2). После снятия нагрузки образцы возвращались в исходную форму. Результаты экспериментальных испытаний представлены в таблице 2.6 [129].

Таблица 2.5 — Результаты испытаний образцов-полос без дефектов

№ обр.	b, мм	t_{ϕ} , мм	t_T , мм	F_{ϕ}	F_T , мм	P_p , кгс	σ_{ϕ} , кгс/мм ²	σ_T , кгс/мм ²
Исх35-1	34,8	4,2	4,068	146,16	141,57	5273	36,08	37,25
Исх35-2	36,3	4	4,068	145,20	147,67	5455	37,57	36,94
Исх35-3	34,8	4,3	4,068	149,64	141,57	5640	37,69	39,84
Исх35-4	35,1	4,2	4,068	147,42	142,79	5606	38,03	39,26
Исх35-5	35	4,2	4,068	147,00	142,38	5640	38,37	39,61
Исх35-7	35	4,1	4,068	143,50	142,38	5785	40,31	40,63
Среднее						5566	38,01	38,92

Обозначения: b — ширина образца, t_{ϕ} — фактическая толщина, t_T — расчётная толщина, F_{ϕ} — фактическая площадь, F_T — расчётная площадь, σ_{ϕ} — разрушающие напряжения по фактической площади, σ_T — разрушающие напряжения по расчётной площади, P_p — разрушающая нагрузка

Таблица 2.6 — Результаты испытаний образцов-полос с дефектом в виде сквозного непрочлея

№.	b, мм	t_{ϕ} , мм	F_{ϕ} , мм ²	$P_{кр}$, кгс	P_{max} , кгс	$\sigma_{кр}$, кгс/мм ²	σ_{max} , кгс/мм ²	Примечание
С-1	35,0	4,2	147,0	3950	4631	26,87	31,50	Испытан до разрушения
С-2	35,0	4,2	147,0	2200	4200	14,97	28,57	
С-3	35,0	4,2	147,0	2900	4200	19,73	28,57	
С-4	35,2	4,2	147,8	2600	4250	17,59	28,75	
С-5	35,0	4,2	147,0	3300	4250	22,45	28,91	
С-7	37,3	4,2	156,7	3000	4200	19,15	26,81	Испытан со смещением
Среднее				2991	4288	20,12	28,85	

Обозначения: b — ширина образца, t_{ϕ} — фактическая толщина, F_{ϕ} — фактическая площадь, $P_{кр}$, $\sigma_{кр}$ — нагрузка и напряжения начала расслоения P_{max} , σ_{max} — нагрузка и напряжения, максимальные в испытаниях

В процессе испытаний у части образцов фиксировалось несколько вырос дефект в образце в процессе увеличения нагрузки (рисунок 2.9).

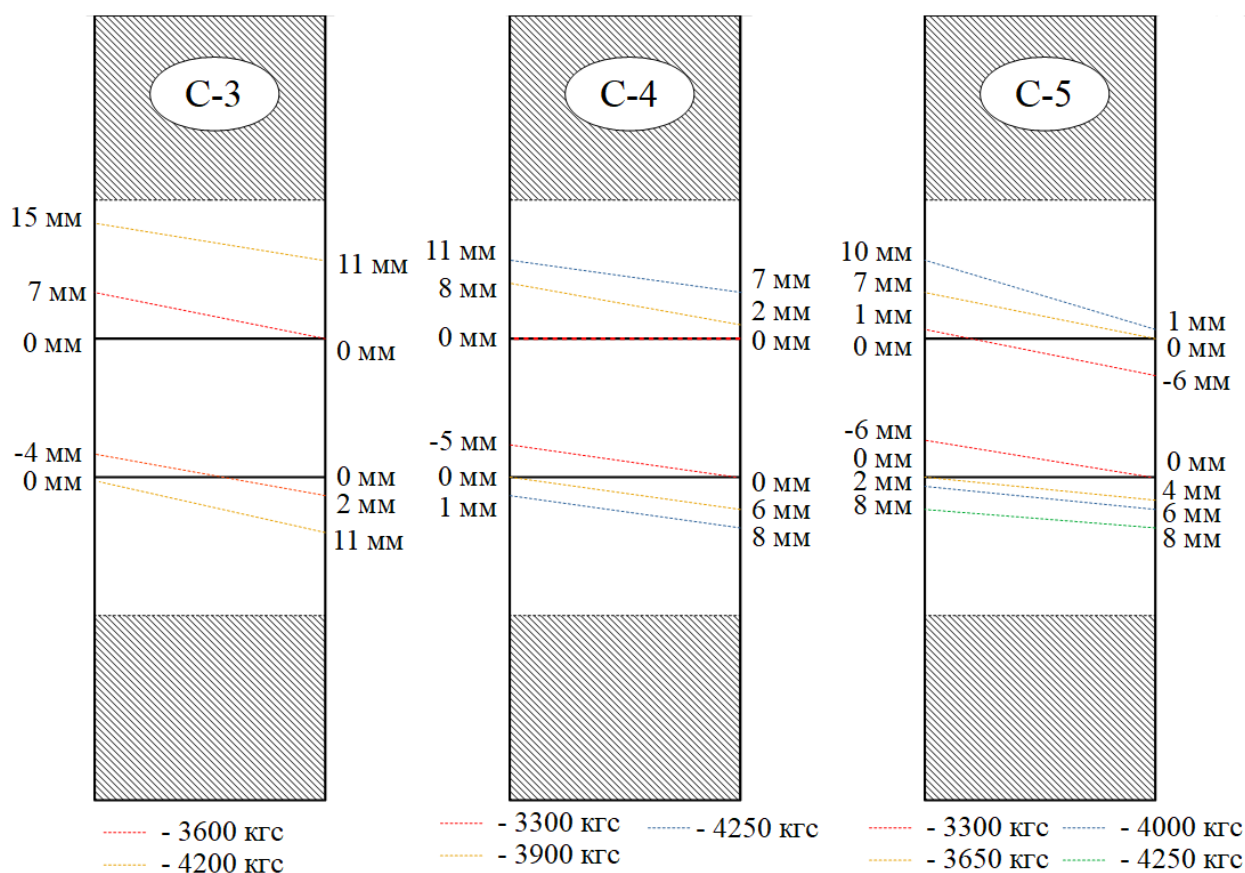


Рисунок 2.9 — Границы расслоений в образцах по итогам испытаний: числа вдоль торцов – длина, на которую увеличился соответствующий край дефекта; числа под образцами – значение приложенной сжимающей нагрузки

Неравномерный рост дефекта по ширине образца и его несимметричное развитие по длине можно связать с возможными неточностями проведения испытаний. В их числе неравномерное зажатие образцов в гидрозаватах испытательной машины, возможный люфт штока, а также отклонение от идеального центрирования, что приводило к возникновению эксцентриситета при сжатии и, как следствие, к неравномерному распределению напряжений в зоне дефекта.

2.3 Результаты испытаний образцов без дефекта

На базе СибНИА им. С.А. Чаплыгина были получены результаты лабораторных испытаний на сжатие образцов композитных пластин, выполненных из препрега *Torayca T800* с тремя различными укладками:

- B1: [+45, -45, 0, 90, 0₃, +45, 90, -45, 0]_s,

- B2: $[(+45, -45)_2, 0, 90, 0, 90, 0_3]_S$,
- B3: $[0_5, 90_2, (+45, -45)_2]_S$.

Размеры образцов составляли 150x100 мм, что соответствует стандарту испытаний композитных пластин на сжатие после удара *ASTM 7137* [87]. Испытания проводились с использованием соответствующей стандарту оснастки, реализующей следующие граничные условия: поперечные грани образца – жёсткое защемление, продольные грани – шарнирное опирание. Нагружение выполнялось на испытательной машине *Instron 5985*. Приспособление сжималось между жесткими подвижными основаниями машины, управление нагружением осуществляли «по перемещению». Момент потери устойчивости определяли визуально по выпучиванию образца, фиксировали в протоколе, а затем уточняли нагрузку по графику зависимости нагрузки P от перемещения U по изменению наклона графика. Результаты испытаний представлены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 — Результаты испытаний композитных пластин на сжатие

№ образца	B1	B2	B3
Потеря устойчивости, кгс			
1	4000	3200	3000
2	4000	3600	3200
3	3700	3600	2800
4	3500	3700	3300
5	3400	3800	3000
Среднее	3720	3580	3060

2.4 Испытания пластин с круглым дефектом для валидации процесса расслоения

На базе СибНИА им. С.А. Чаплыгина были проведены испытания на сжатие композитных образцов (О62.1 и О62.2) в виде пластины с предварительным дефектом в виде непрочной круглой формы. Материал образцов — препрег *АСМ-102С 130UD*. Углы армирования однонаправленных слоев в градусах относительно продольной оси $[+45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 0, 45, +45, 0, 0, 90, 0, 0, 45, +45, 0, //, 0, 90, 0, 0, -45, +45]$, (дефект располагается между 6 и 7 слоем, обозначен символом «//»). Испытания были проведены на электромеханической

машине *Instron 5985*, оснащенной предназначенными для приложения сжимающих нагрузок жесткими параллельными платформами. Управление нагружением проводилось «по перемещению» со скоростью 1 мм/мин с паузами ≈ 5 с для фиксации показаний измерителей

Геометрические размеры образцов соответствуют требованиям стандарта испытаний композитных пластин на сжатие после удара [87]. Для нагружения использовалась оснастка, соответствующая данному стандарту, при этом реализуются следующие граничные условия: поперечные края пластин - жёсткое защемление, продольные края - шарнирное опирание. Эскиз образца представлен на рисунке 2.10 [130].

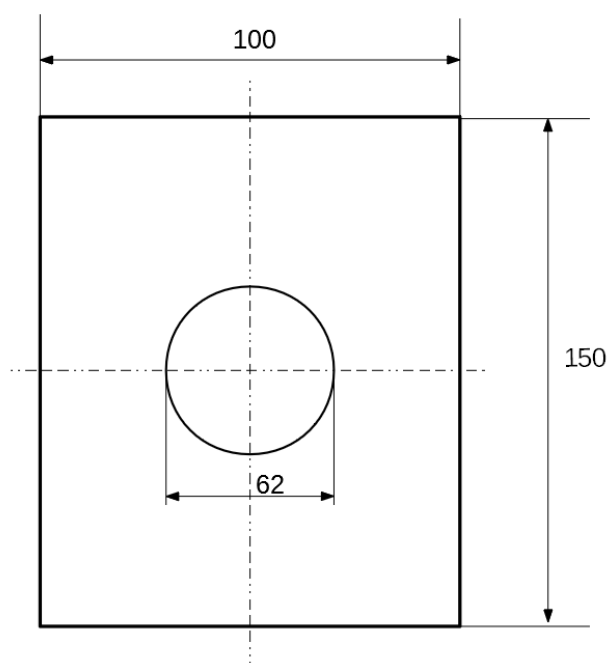


Рисунок 2.10 — Эскиз образца в виде пластины с предварительным дефектом

В процессе испытаний измерялись перемещения точек из плоскости образца в его середине (и, соответственно, в середине межслойного дефекта) с двух сторон: со стороны более тонкой области, соответствующей отслоившемуся слою, и со стороны более толстой части — основного пакета. Измерения проводились с помощью лазерных триангуляционных измерителей РФ603-90/100, работающих по принципу бесконтактного снятия перемещений. Схема размещения датчиков приведена на рисунке 2.11, а вид образца в испытательной машине с установленными датчиками показан на рисунке 2.12.

Максимальная нагрузка для обоих образцов составила 14000 кгс. У обоих образцов визуально наблюдалось «выпучивание» в зоне дефекта, а также рост зоны дефекта.

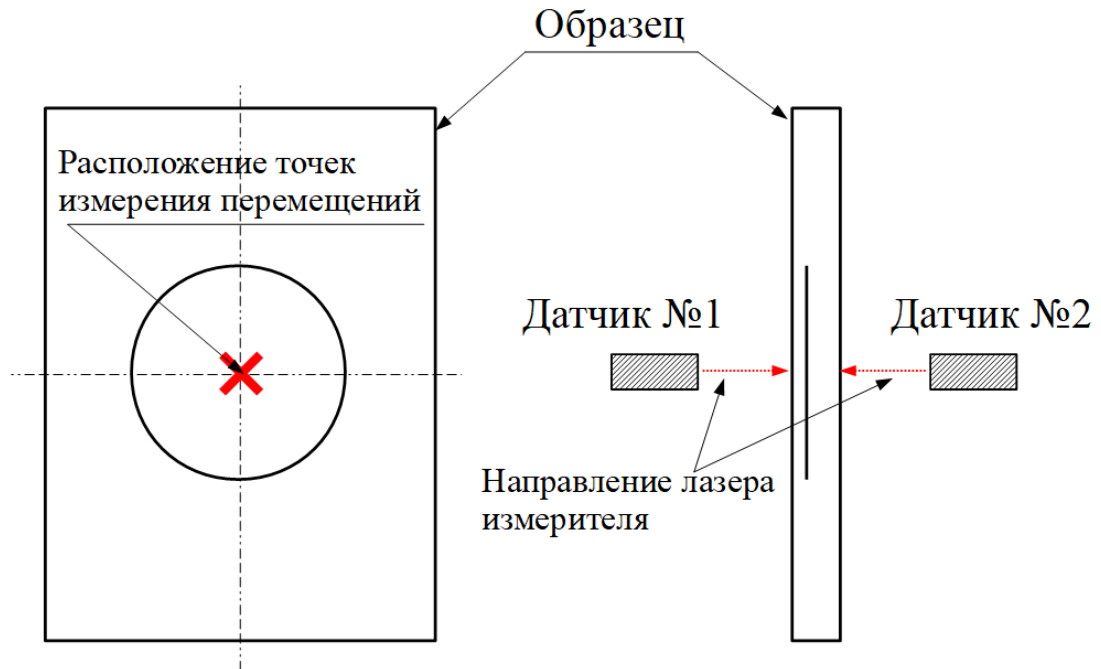


Рисунок 2.11 — Схема измерения перемещений точек образца из плоскости

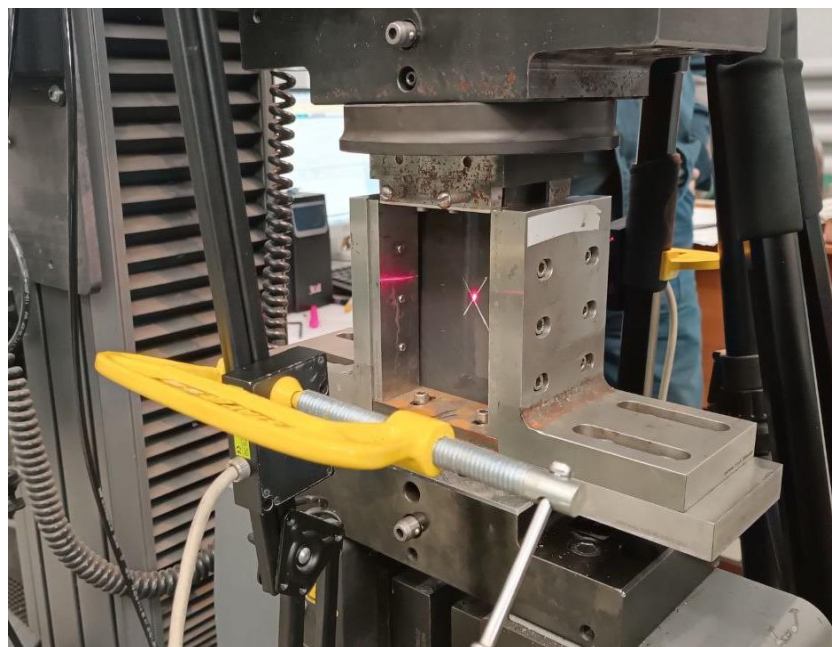


Рисунок 2.12 — Образец-пластина с предварительным дефектом в испытательной машине

На рисунке 2.13 для образцов О62.1 и О62.2 представлены, полученные по результатам испытаний графики перемещений из плоскости w центров отслоения

(тонкой части) и основной (толстой) части в зависимости от нагрузки P . Из рисунка 2.13 можно сделать вывод о том, что критическая нагрузка локальной потери устойчивости образца О62.1 $P^1_{expt} = 1600$ кгс, образца О62.2 $P^2_{expt} = 2600$ кгс.

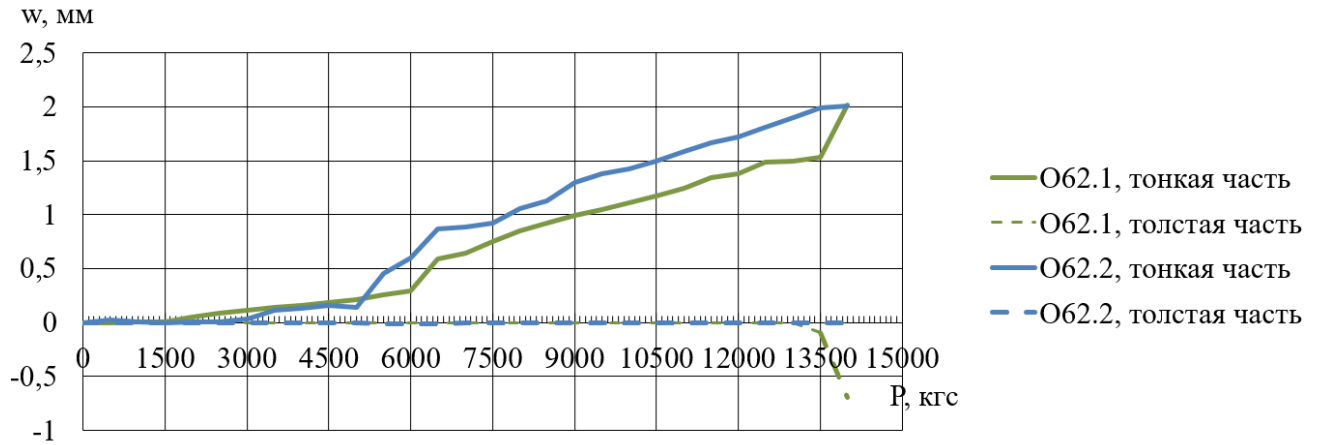


Рисунок 2.13 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов О62.1 и О62.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

После испытаний ультразвуковым методом неразрушающего контроля для обоих образцов с помощью прибора *OmniScan X3* и преобразователя *Olympus NDT 5L-64-NW1* с 64-элементной фазированной решёткой [131] были определены размеры зон межслойных дефектов. Характерный ультразвуковой S-скан, полученный при контроле, показан на рисунке 2.14. Полная информация о результатах ультразвукового неразрушающего контроля представлена в Приложении «В».

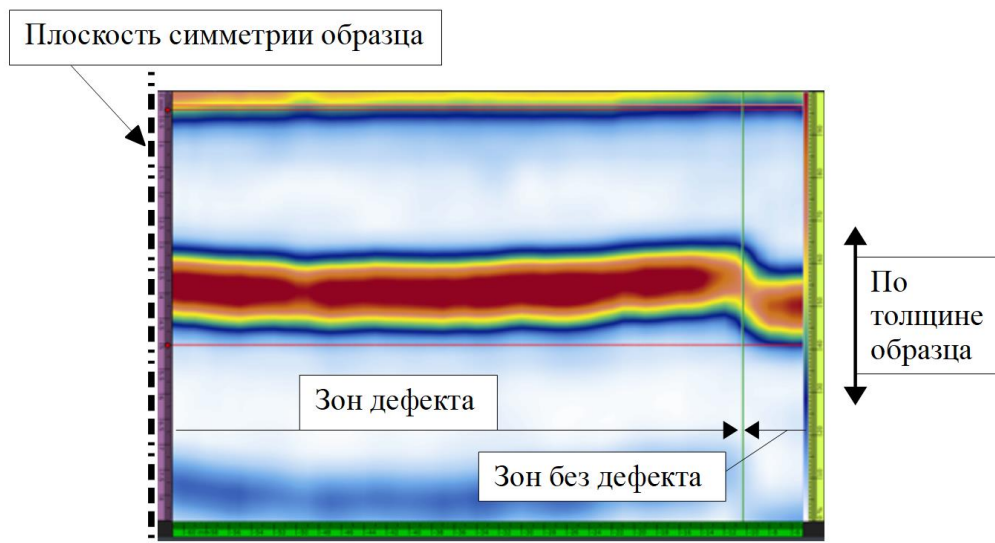


Рисунок 2.14 — Ультразвуковой S-скан области по длине образца О62.1

На рисунке 2.15 схематически показаны зоны распространения расслоения в образцах О62.1 и О62.2, определённые по результатам испытаний на основе ультразвукового неразрушающего контроля.

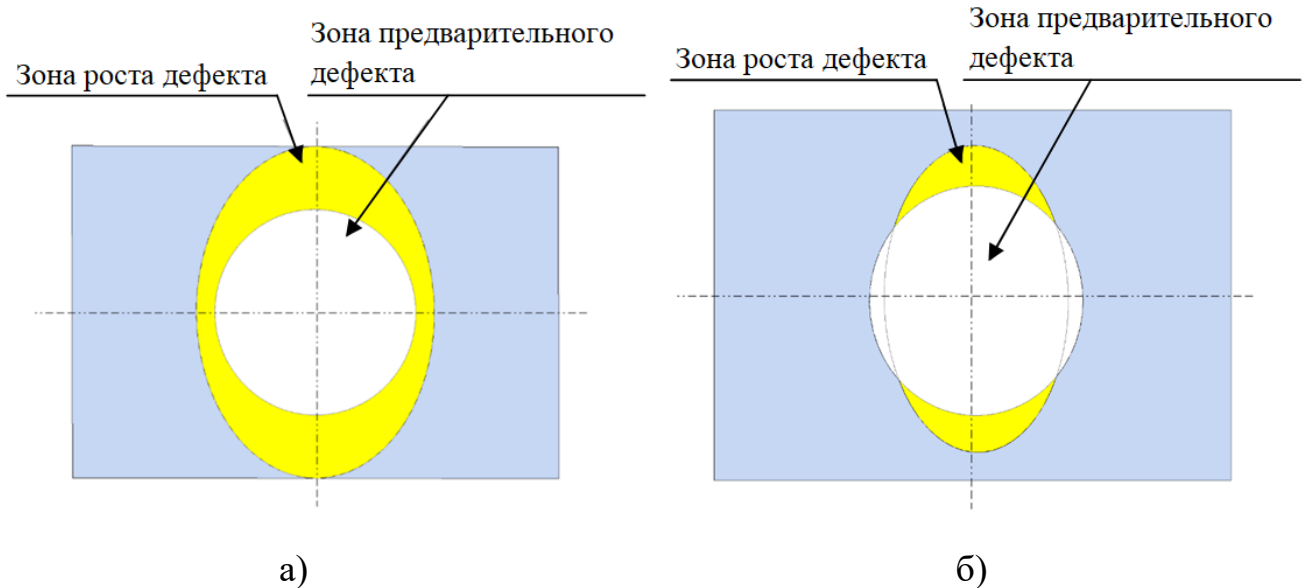


Рисунок 2.15 — Зоны роста межслойного дефекта, полученные по результатам испытаний: а) образец О62.1, б) образец О62.2

2.5 Испытания пластин до разрушения

На базе СибНИА им. С.А. Чаплыгина были проведены испытания образцов композитных пластин с предварительным дефектом в виде непрочной круглой формы сжимающей нагрузкой до разрушения. Для оценки влияния наличия дефекта на несущую способность также были испытаны аналогичные образцы без дефектов (ОИ34, ОИ20). Эскиз образца представлен на рисунке 2.10. Материал образцов — препрег АСМ-102С 130UD. Рассматривались образцы двух разных толщин: 34 и 20 монослоев. Для каждой толщины были добавлены круглые дефекты двух диаметров (30 мм и 62 мм), расположенные посередине композитного пакета и ближе к поверхности.

Укладки образцов, количество образцов, а также диаметр и расположение дефекта представлены в таблице 2.8. Последняя цифра в кодировке образцов с дефектом обозначает глубину залегания дефекта: 1 — близко к поверхности образца, 2 — посередине композитного пакета. Также, согласно п.1.1, для каждого типа обозначим относительную площадь дефекта $S_n = S_d/S$, где S_d — площадь дефекта, S

– площадь образца, и относительную глубину расположения дефекта $An = n/N$, где n – количество слоев от поверхности до расположения дефекта, N – количество слоев в композитном пакете.

Таблица 2.8 — Образцы композитных пластин с круглым дефектом

Тип образца	Количество (шт.)	Диаметр дефекта, мм	Укладка (расположение дефекта обозначено символом «//»)	Sn	An
ОИЗ4	5	-	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0,0,0,-45,+45,0,0,90,0,0,-45,+45,0,0,90,0,-45,+45]	-	-
ОД30.34.1	5	30	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0,0,0,-45,+45,0,0,90,0,0,-45,+45,0,0,0,90,0,-45,+45]	0,061	0,15
ОД30.34.2	5	30	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0,0,0,-45,+45,0,0,90,0,0,-45,+45,0,0,90,0,-45,+45]	0,061	0,50
ОД62.34.1	5	62	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0,0,0,-45,+45,0,0,90,0,0,-45,+45,0,0,0,90,0,-45,+45]	0,26	0,15
ОД62.34.2	5	62	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0,0,0,-45,+45,0,0,90,0,0,-45,+45,0,0,90,0,-45,+45]	0,26	0,50
ОИ20	5	-	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,0,-45,+45,0,90,0,90,0,-45,45]	-	-
ОД30.20.1	5	30	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,0,-45,+45,0,90,0,90,0,0,-45,45]	0,061	0,15
ОД30.20.2	5	30	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,0,0,-45,+45,0,90,0,90,0,-45,45]	0,061	0,50
ОД62.20.1	5	62	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,0,-45,+45,0,90,0,90,0,0,-45,45]	0,26	0,15
ОД62.20.2	5	62	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,0,0,-45,+45,0,90,0,90,0,-45,45]	0,26	0,50

Перед испытаниями были проведены измерения толщины композитного пакета в четырех точках каждого образца. Необходимо отметить, что у многих образцов толщина в разных точках могла отличаться на величину до 0,3 мм. В таблице 2.9 представлены средние значения фактической (измеренной) толщины

для каждого образца, а также толщина пластины исходя из паспортной величины толщины монослоя.

Таблица 2.9 — Толщины образцов пластин с круглым дефектом

№ образца	Толщина паспортная, мм	Толщина измеренная, мм	№ образца	Толщина паспортная, мм	Толщина измеренная, мм
ОИ.34			ОИ.20		
ОИ.34.1	4,59	4,80	ОИ.20.1	2,7	2,83
ОИ.34.2	4,59	4,80	ОИ.20.2	2,7	2,80
ОИ.34.3	4,59	4,80	ОИ.20.3	2,7	2,70
ОИ.34.4	4,59	4,73	ОИ.20.4	2,7	2,75
ОИ.34.5	4,59	4,70	ОИ.20.5	2,7	2,75
ОД30.34.1			ОД30.20.1		
ОД30.34.1.1	4,59	4,80	ОД30.20.1.1	2,7	2,85
ОД30.34.1.2	4,59	4,75	ОД30.20.1.2	2,7	2,83
ОД30.34.1.3	4,59	4,80	ОД30.20.1.3	2,7	2,85
ОД30.34.1.4	4,59	4,75	ОД30.20.1.4	2,7	2,88
ОД30.34.1.5	4,59	4,73	ОД30.20.1.5	2,7	2,85
ОД30.34.2			ОД30.20.2		
ОД30.34.2.1	4,59	4,80	ОД30.20.2.1	2,7	2,88
ОД30.34.2.2	4,59	4,73	ОД30.20.2.2	2,7	2,90
ОД30.34.2.3	4,59	4,80	ОД30.20.2.3	2,7	2,90
ОД30.34.2.4	4,59	4,65	ОД30.20.2.4	2,7	2,85
ОД30.34.2.5	4,59	4,75	ОД30.20.2.5	2,7	2,83
ОД62.34.1			ОД62.20.1		
ОД62.34.1.1	4,59	4,75	ОД62.20.1.1	2,7	2,90
ОД62.34.1.2	4,59	4,75	ОД62.20.1.2	2,7	2,70
ОД62.34.1.3	4,59	4,73	ОД62.20.1.3	2,7	2,75
ОД62.34.1.4	4,59	4,83	ОД62.20.1.4	2,7	2,85
ОД62.34.1.5	4,59	4,78	ОД62.20.1.5	2,7	2,83
ОД62.34.2			ОД62.20.2		
ОД62.34.2.1	4,59	4,70	ОД62.20.2.1	2,7	2,90
ОД62.34.2.2	4,59	4,75	ОД62.20.2.2	2,7	2,83
ОД62.34.2.3	4,59	4,78	ОД62.20.2.3	2,7	2,80
ОД62.34.2.4	4,59	4,80	ОД62.20.2.4	2,7	2,83
ОД62.34.2.5	4,59	4,73	ОД62.20.2.5	2,7	2,76

Сравнение результатов фактических измерений толщин образцов и их значений по паспорту говорит о несовпадении данных. В последующей работе при моделировании деформирования композитных образцов и проведении вычислительного эксперимента использовались реальные значения толщин образцов.

Испытания образцов проводились в электромеханической машине *Instron 5985*, оборудованной жёсткими параллельными платформами, предназначенными для нагружения сжимающей силой. Размеры данных образцов соответствуют стандарту испытаний композитных пластин на сжатие после удара [87]. Испытания проведены с использованием оснастки, соответствующей данному стандарту. В оснастке реализуются следующие граничные условия: поперечные края – жесткое защемление, продольные края – шарнирное опирание. Результаты испытаний представлены в таблице 2.10. Пластина перед и после испытаний на примере образца ОД62.34.2.2 представлена на рисунке 2.16.

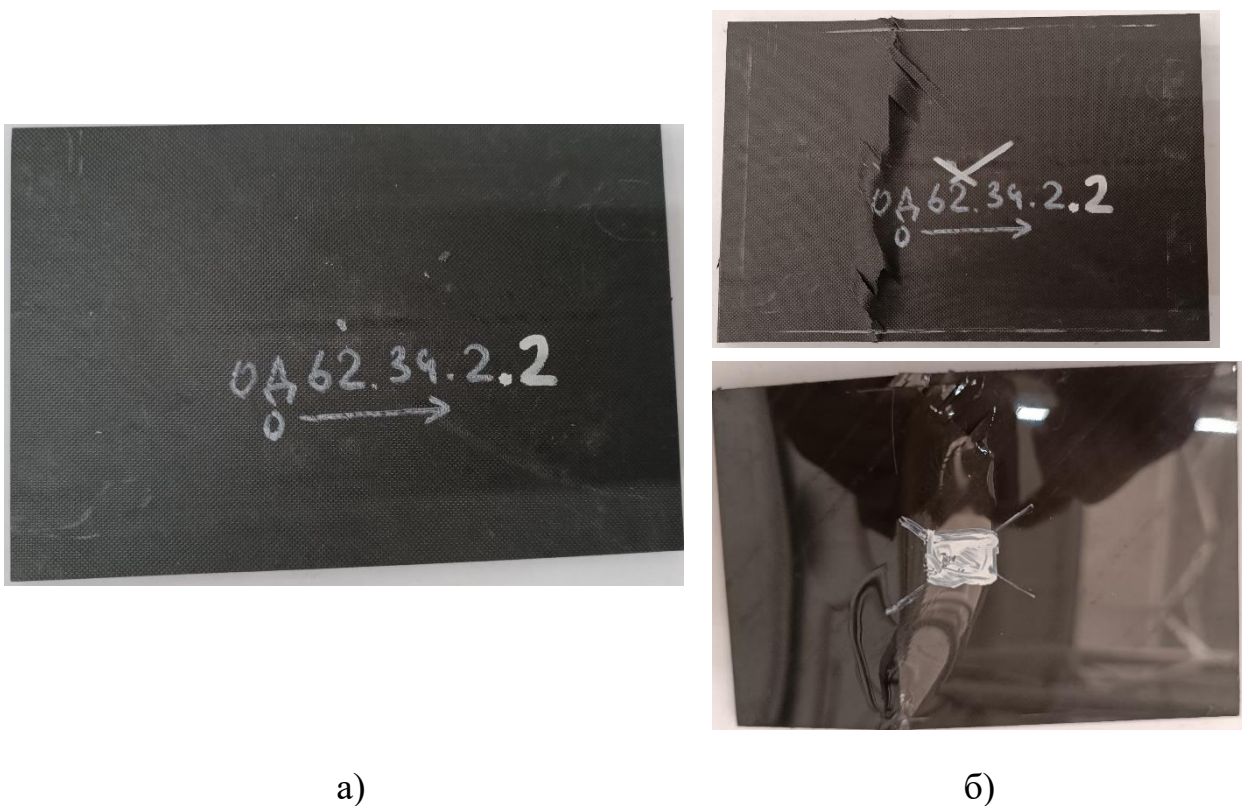
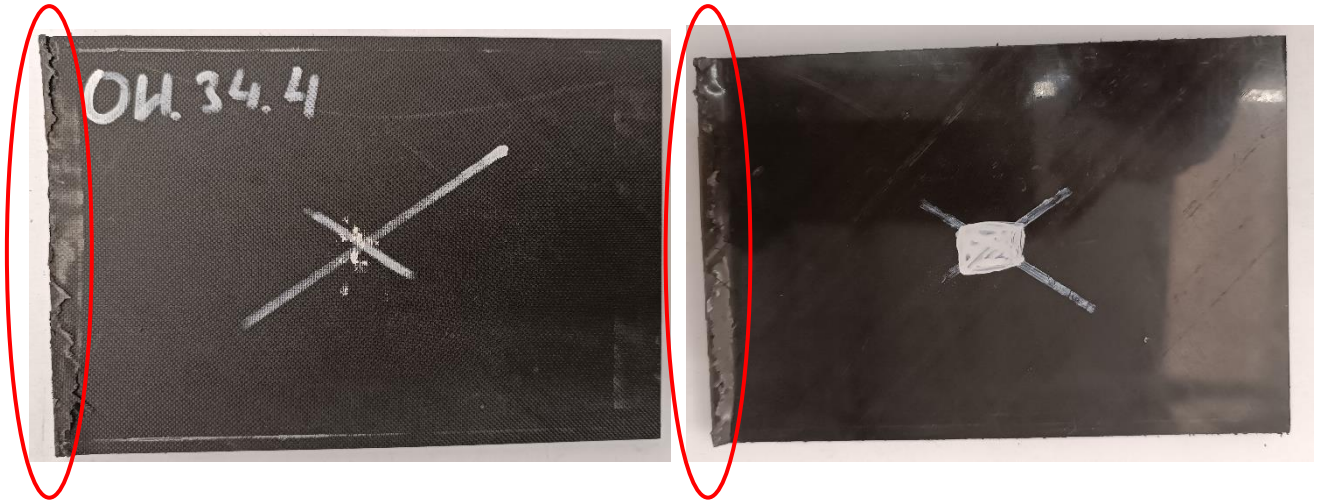


Рисунок 2.16 — Образец ОД62.34.2.2: а) перед испытаниями; б) после испытаний

У всего образцов типа ОИ.34, у всех образцов типа ОД30.34.2, а также у образцов ОД30.34.1.1 и ОД30.34.1.2 разрушение произошло в торце, к которому

через оснастку к образцам прикладывается нагрузка, пример такого образца представлен на рисунке 2.17. Данные образцы в таблице выделены красным цветом. Такой тип разрушения является незачетным согласно стандарту [87].



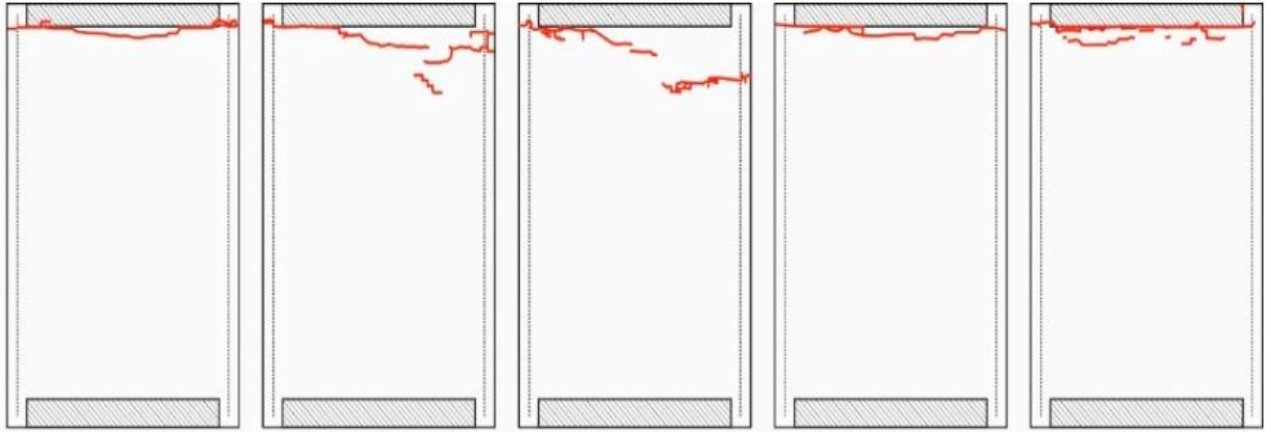
а)

б)

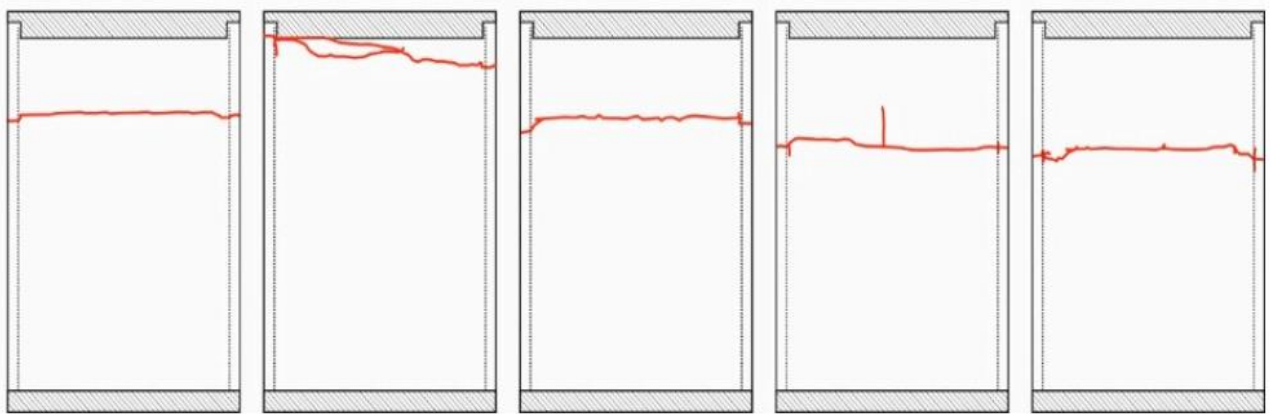
Рисунок 2.17 — Пример разрушения образца в торце в области крепления оснастки, образец ОИ.34.4: а) с лицевой стороны, б) с обратной стороны

Необходимо отметить, что данный стандарт подразумевает только испытания образцов с предварительным дефектом, и не описывает испытания целых, неповрежденных образцов. Однако испытания образцов без дефектов в подобной оснастке встречаются в различных работах, в частности [132, 133], в которых описывается разрушение образцов различной толщины в результате смятия торцов в месте «зажима» образцов оснасткой. Для того, чтобы избежать подобного нежелательного эффекта, рассматриваются различные подходы к доработке оснастки для такого типа испытаний [123-135]. В частности, в работе [135] приводится сравнение результатов испытаний пластины без дефекта в стандартной оснастке, и в оснастке с доработанными приспособлениями для зажима торцов. На рисунке 2.18 представлены места разрушения образцов в стандартной и доработанной оснастке, отметим, что места разрушения образцов в стандартной оснастке в работе [135] соответствуют местам разрушения образцов типа ОИ.34 и ОД30.34.2, а также образцов ОД30.34.1.1 и ОД30.34.1.2. В результате сравнения разрушающей нагрузки для образцов без дефекта по результатам

испытаний в стандартной и доработанной оснастке, разница составляет порядка 25%. Таким образом, ожидаемая нагрузка разрушения образцов типа ОИ.34 может быть принята на 25% выше полученной непосредственно в испытаниях.



а)



б)

Рисунок 2.18 — Места разрушения образцов без дефекта: а) при использовании стандартной оснастки; б) при использовании доработанной оснастки [135]

В случае образцов типа ОД30.34.2, они имеют относительно небольшой межслойный дефект, и преждевременное разрушение в торце наступило раньше, чем могло проявиться возможное влияние межслойного дефекта на несущую способность пластины. Таким образом нет возможности оценить ожидаемую нагрузку разрушения образцов типа ОД30.34.2, результаты приняты незачетными.

В случае образцов ОД30.34.1.1 и ОД30.34.1.2 предположительно вследствие некорректного изготовления или установки образцов в оснастку, не произошло локальной потери устойчивости, результаты приняты незачетными.

Таблица 2.10 — Результаты испытаний на сжатие пластин с круглым дефектом

№ образца	Разрушающая нагрузка, кгс	№ образца	Разрушающая нагрузка, кгс
ОИ.34		ОИ.20	
ОИ.34.1	15409	ОИ.20.1	6987
ОИ.34.2	17135	ОИ.20.2	7505
ОИ.34.3	19509	ОИ.20.3	6733
ОИ.34.4	19127	ОИ.20.4	7113
ОИ.34.5	18247	ОИ.20.5	6942
ОД30.34.1		ОД30.20.1	
ОД30.34.1.1	18062	ОД30.20.1.1	7437
ОД30.34.1.2	19663	ОД30.20.1.2	7273
ОД30.34.1.3	16851	ОД30.20.1.3	7831
ОД30.34.1.4	17436	ОД30.20.1.4	7428
ОД30.34.1.5	17691	ОД30.20.1.5	7295
ОД30.34.2		ОД30.20.2	
ОД30.34.2.1	21943	ОД30.20.2.1	6143
ОД30.34.2.2	17985	ОД30.20.2.2	6397
ОД30.34.2.3	17686	ОД30.20.2.3	6626
ОД30.34.2.4	19820	ОД30.20.2.4	6448
ОД30.34.2.5	18446	ОД30.20.2.5	6217
ОД62.34.1		ОД62.20.1	
ОД62.34.1.1	16552	ОД62.20.1.1	7001
ОД62.34.1.2	17600	ОД62.20.1.2	6935
ОД62.34.1.3	17357	ОД62.20.1.3	8646
ОД62.34.1.4	17618	ОД62.20.1.4	7018
ОД62.34.1.5	17054	ОД62.20.1.5	6854
ОД62.34.2		ОД62.20.2	
ОД62.34.2.1	15947	ОД62.20.2.1	5628
ОД62.34.2.2	15138	ОД62.20.2.2	5752
ОД62.34.2.3	14885	ОД62.20.2.3	5406
ОД62.34.2.4	15633	ОД62.20.2.4	5472
ОД62.34.2.5	15802	ОД62.20.2.5	5508

Для образцов ОД30.34.1.1, ОД30.34.1.2, ОД30.34.1.3, ОД62.34.1.1, ОД62.34.1.2 и ОД30.34.1.3 испытания проводились с использованием видеоэкстензометра.

Предварительно на поверхность образцов (со стороны более тонкой части - отслоения) наносилось специальное покрытие (рисунок 2.19).

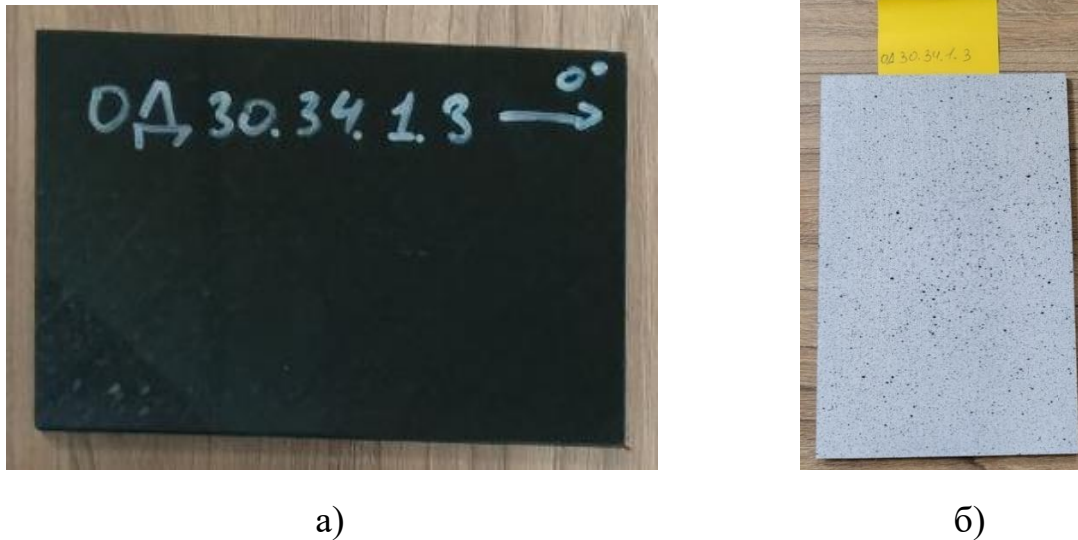
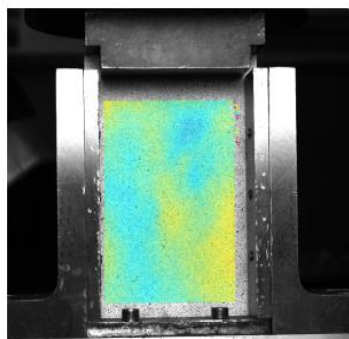
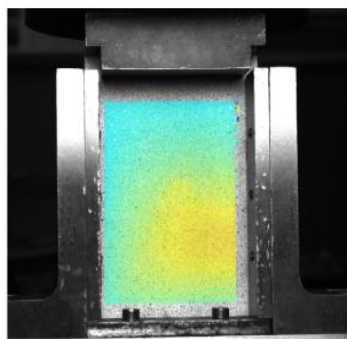


Рисунок 2.19 — Образец ОД30.34.1.3: а) в исходном состоянии; б) с покрытием, нанесенным для использования видеоэкстензометра

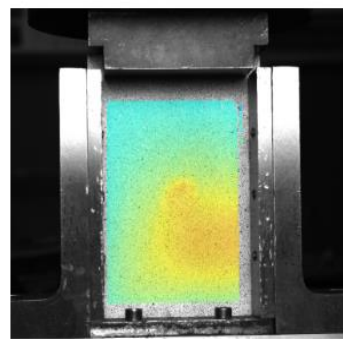
В процессе испытаний перемещения точек поверхности образца фиксировались двумя камерами. После цифровой постобработки результатов измерения, были получены поля перемещений точек поверхности образцов из плоскости в зависимости от нагрузки (рисунках 2.20-2.23). Из рисунков видно, что в рассматриваемых образцах в процессе проведения испытаний можно наблюдать локальную потерю устойчивости образцов в области дефекта и последующий рост этого дефекта. Также можно наблюдать неравномерность поля перемещений точек поверхности образца из плоскости уже в самом начале испытаний, когда нагрузки на образец незначительны. Это может являться результатом как незначительных неточностей при установке образцов в оснастку, так и неравномерной толщиной образцов. Данные, полученные с помощью видеоэкстензометров для образцов ОД30.34.1.1, ОД30.34.1.2 не представлены, т.к. образцы разрушились в торце без возникновения локальной потери устойчивости.



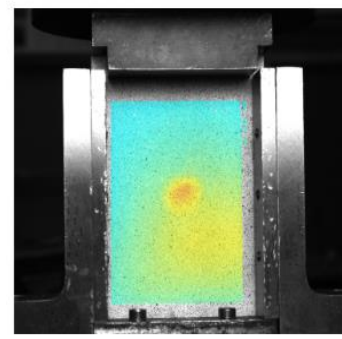
P=46 кгс



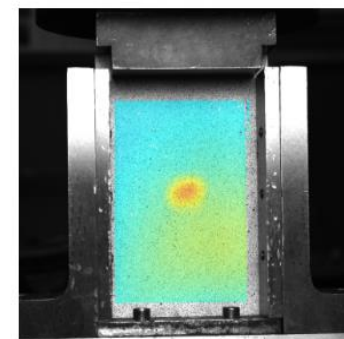
P=9407 кгс



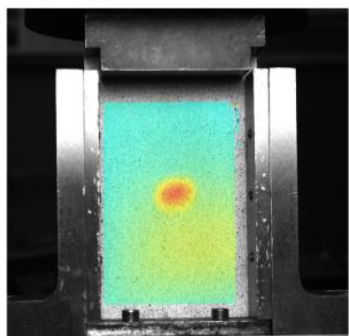
P=10240 кгс



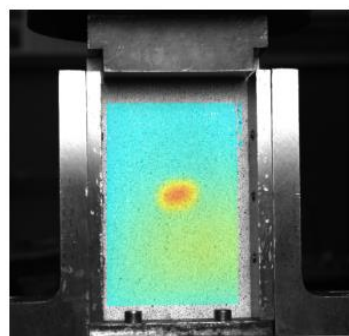
P=11074 кгс



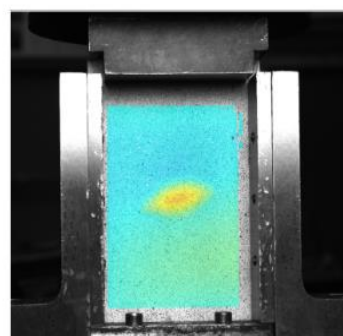
P=13588 кгс



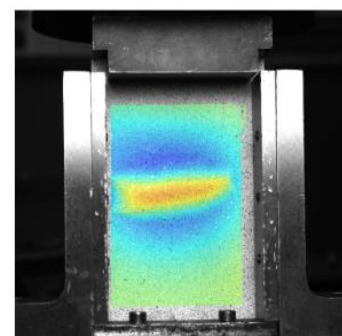
P=15261 кгс



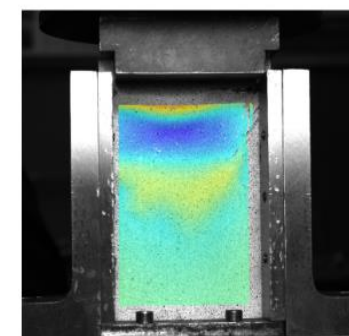
P=16085 кгс



P=16840 кгс

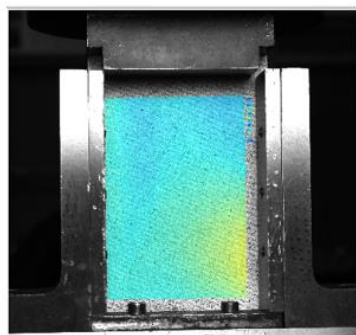


P=16373 кгс

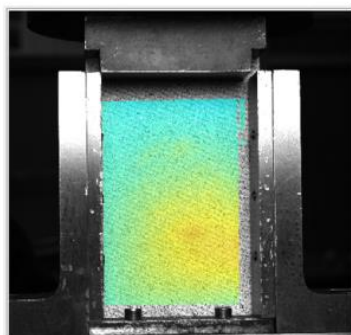


P=8451 кгс

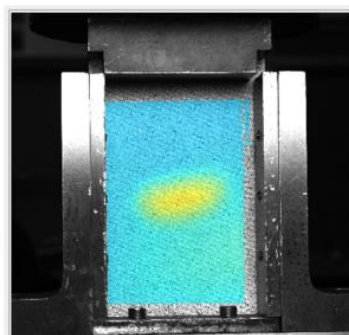
Рисунок 2.20 — Поля перемещений точек поверхности образца ОД30.34.1.3 из плоскости в зависимости от нагрузки



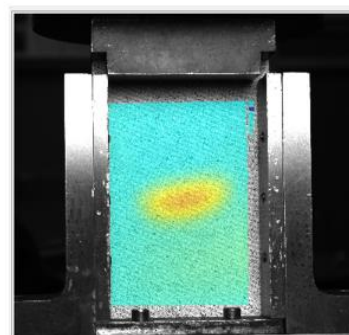
P=999 кгс



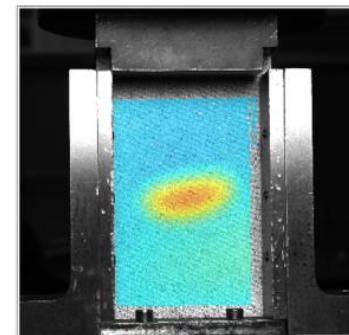
P=8436 кгс



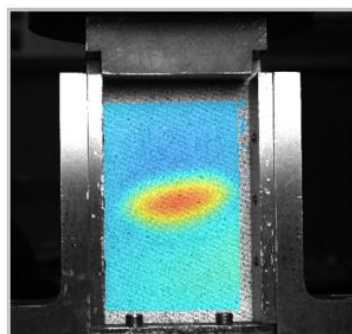
P=9390 кгс



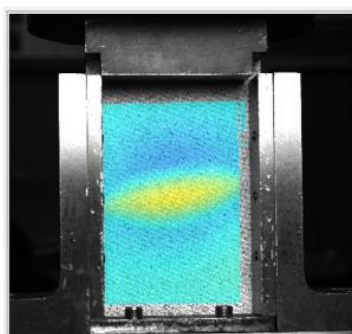
P=10213 кгс



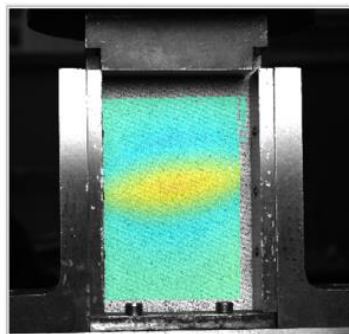
P=10863 кгс



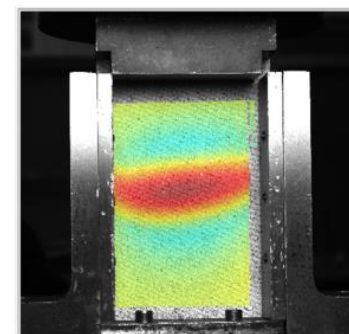
P=12643 кгс



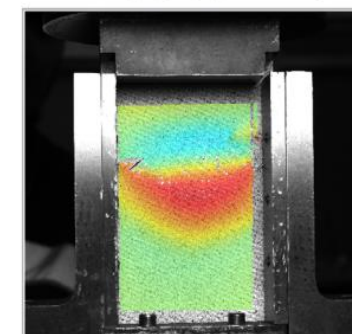
P=15561 кгс



P=16289 кгс



P=16345 кгс



P=8597 кгс

Рисунок 2.21 — Поля перемещений точек поверхности образца ОД62.34.1.1 из плоскости в зависимости от нагрузки

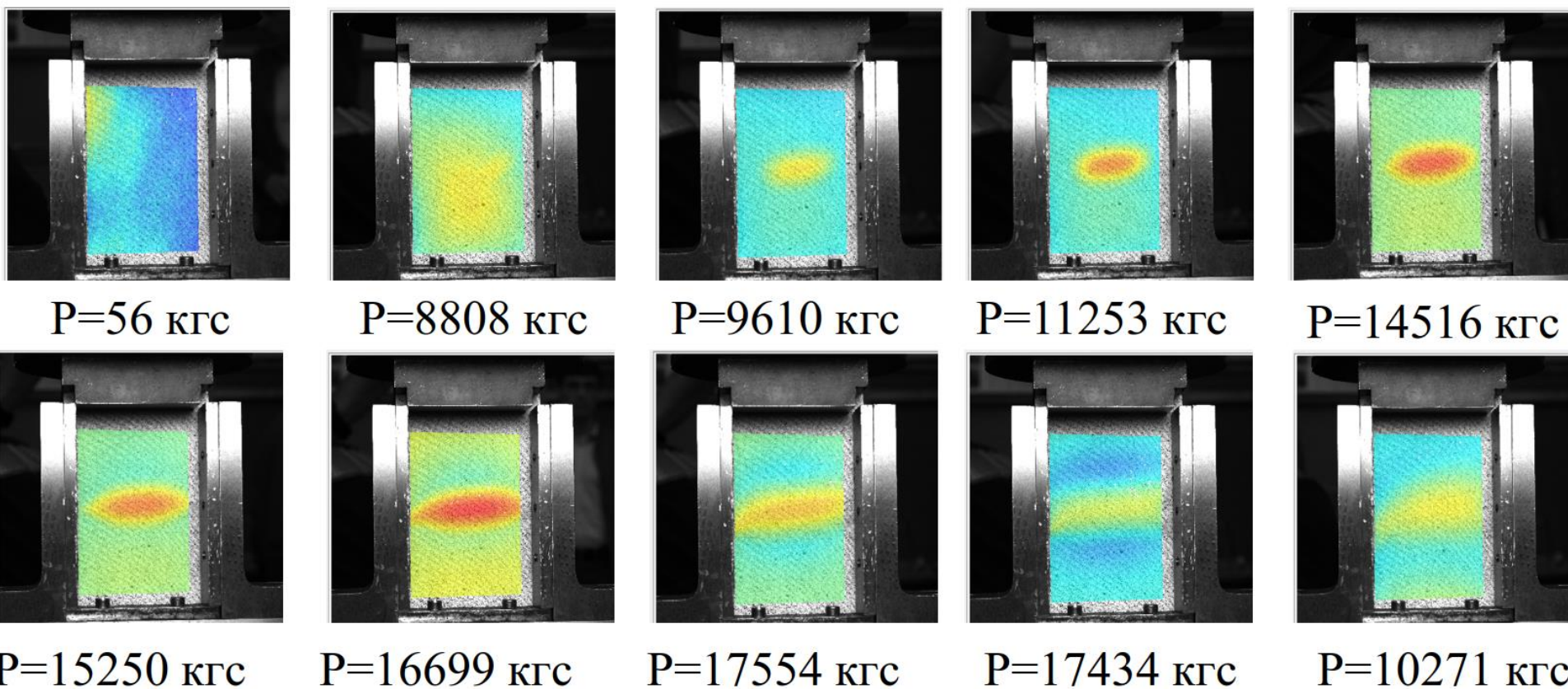
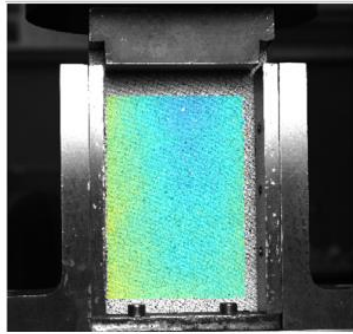
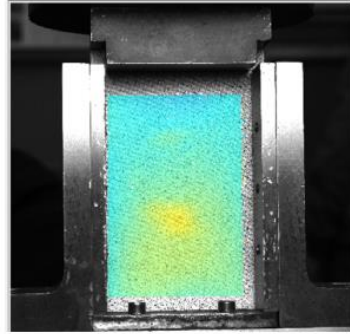


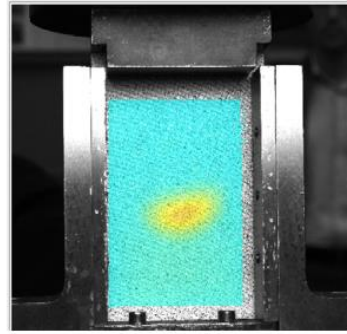
Рисунок 2.22 — Поля перемещений точек поверхности образца ОД62.34.1.2 из плоскости в зависимости от нагрузки



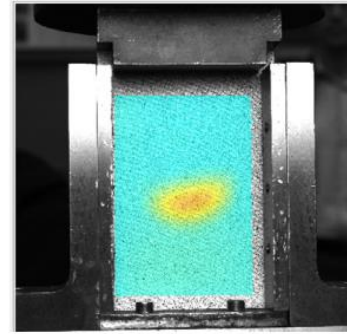
P=56 кгс



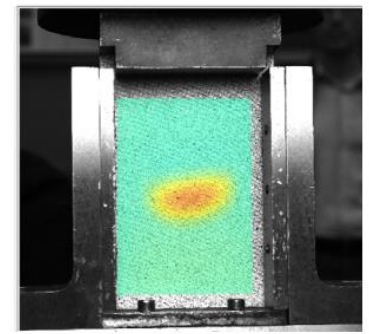
P=6772 кгс



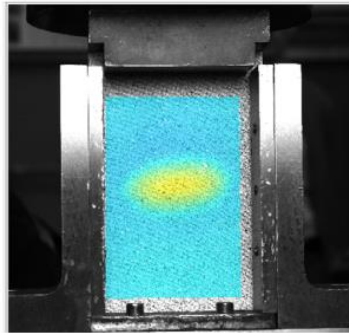
P=7575 кгс



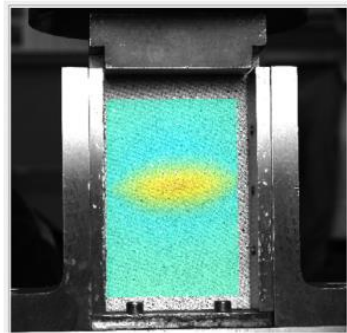
P=8392 кгс



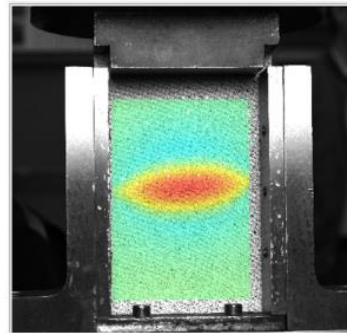
P=9214 кгс



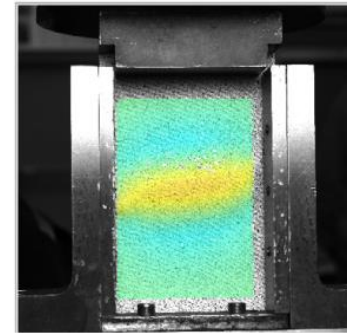
P=11515 кгс



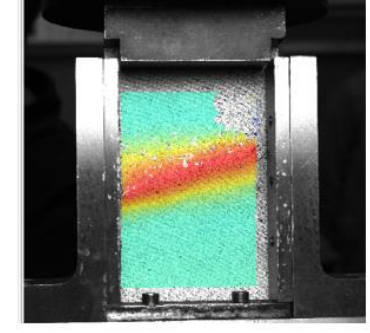
P=13934 кгс



P=14876 кгс



P=16976 кгс



P=9821 кгс

Рисунок 2.23 — Поля перемещений точек поверхности образца ОД62.34.1.3 из плоскости в зависимости от нагрузки

Для всех остальных образцов с дефектом в ходе испытаний измерялись перемещения точек из плоскости в середине образца и, соответственно, в середине межслойного дефекта, с двух сторон: со стороны более тонкой части отслоения, и со стороны более толстой - основного пакета. Измерения выполнялись с помощью измерителей лазерных триангуляционных РФ603-60/10. Схема измерения перемещений представлена на рисунке 2.11. Измерения осуществлялись с помощью лазерных триангуляционных датчиков РФ603-60/10. Схема размещения измерителей представлена на рисунке 2.11. На рисунках 2.24–2.31 приведены графики перемещений из плоскости w центров отслоившейся (тонкой) и основной (толстой) частей образцов в зависимости от прикладываемой нагрузки P , построенные по результатам испытаний. Также на рисунках показаны графики, построенные на основе полей перемещений, представленных на рисунках 2.20–2.23. Они представляют собой перемещения из плоскости в центре каждого образца в точках, аналогичных тем, в которых фиксировались перемещения измерителями лазерными триангуляционными.

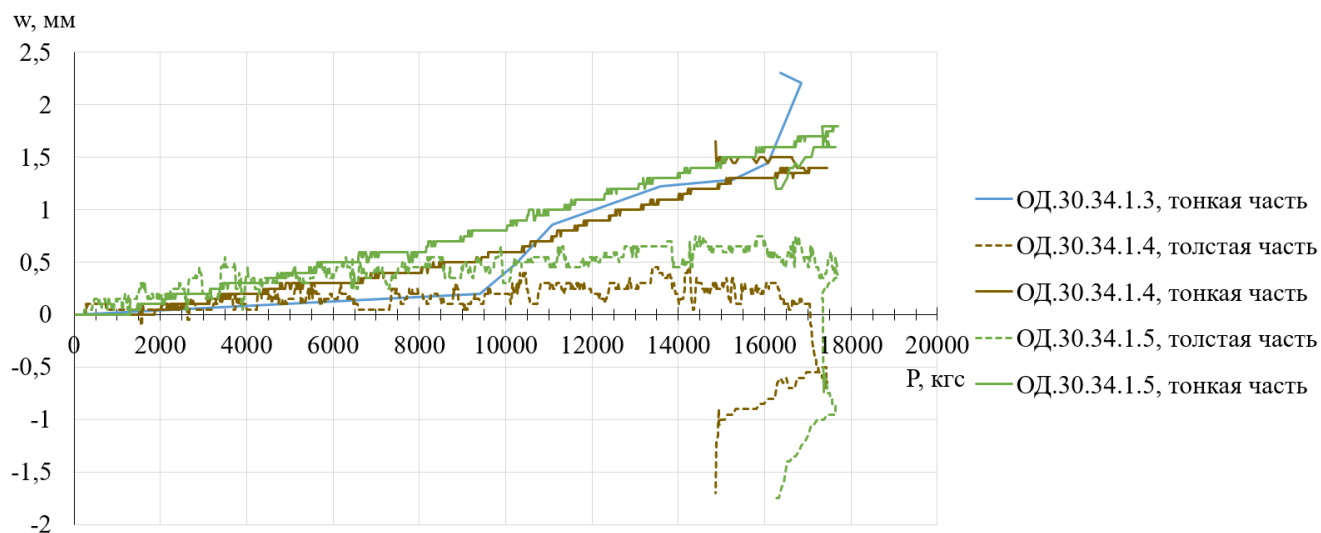


Рисунок 2.24 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

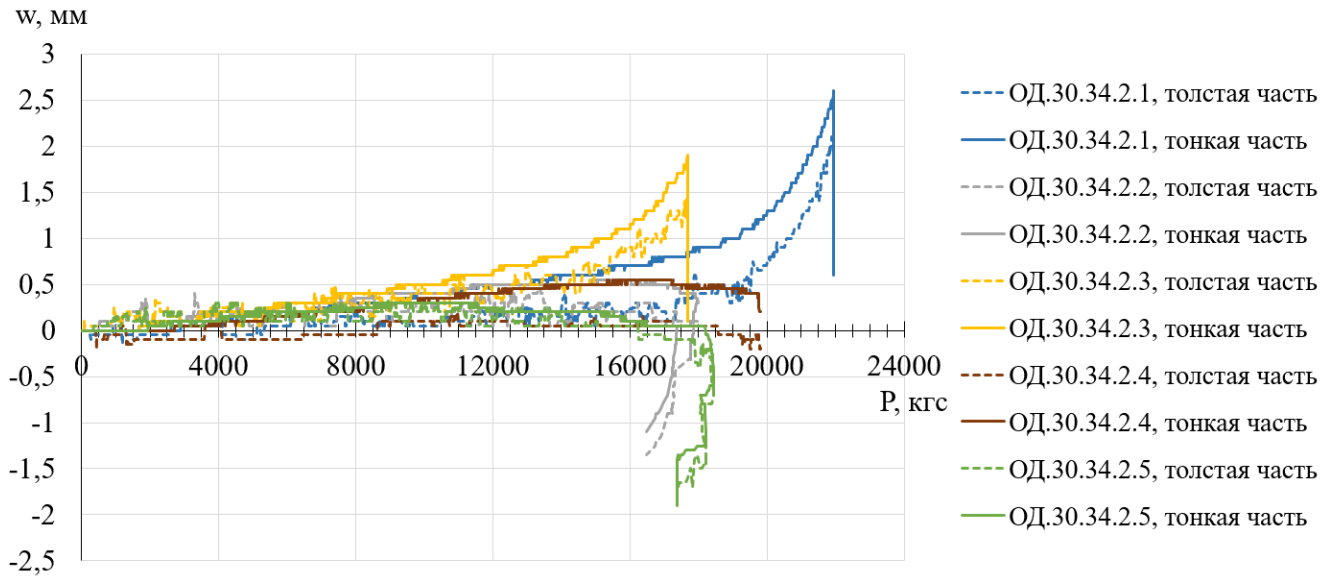


Рисунок 2.25 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

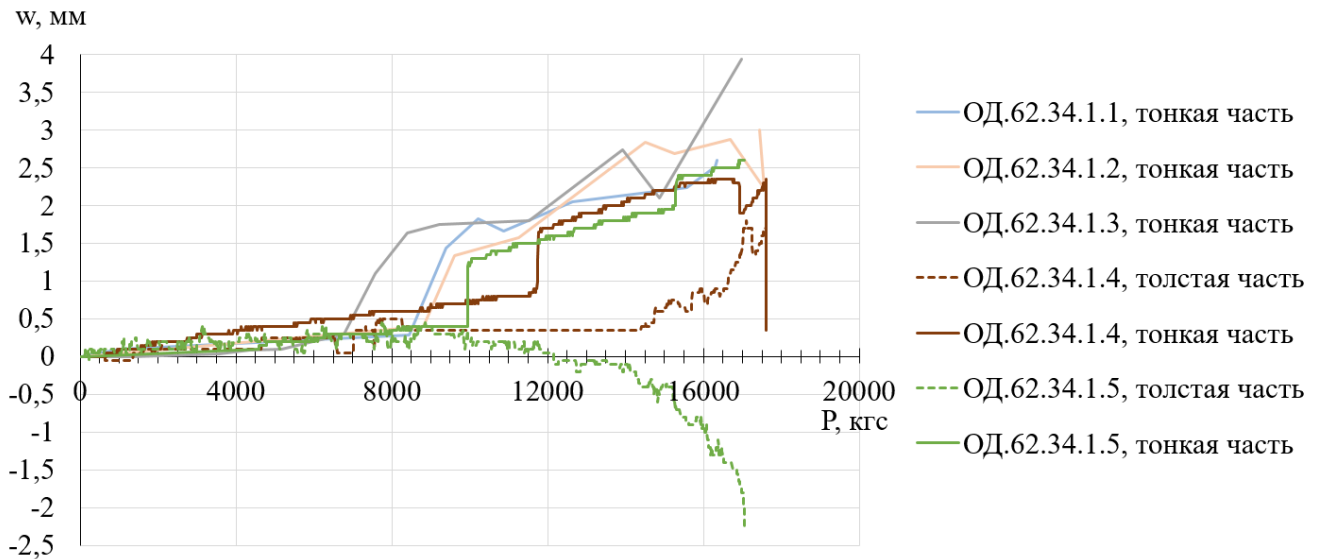


Рисунок 2.26 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

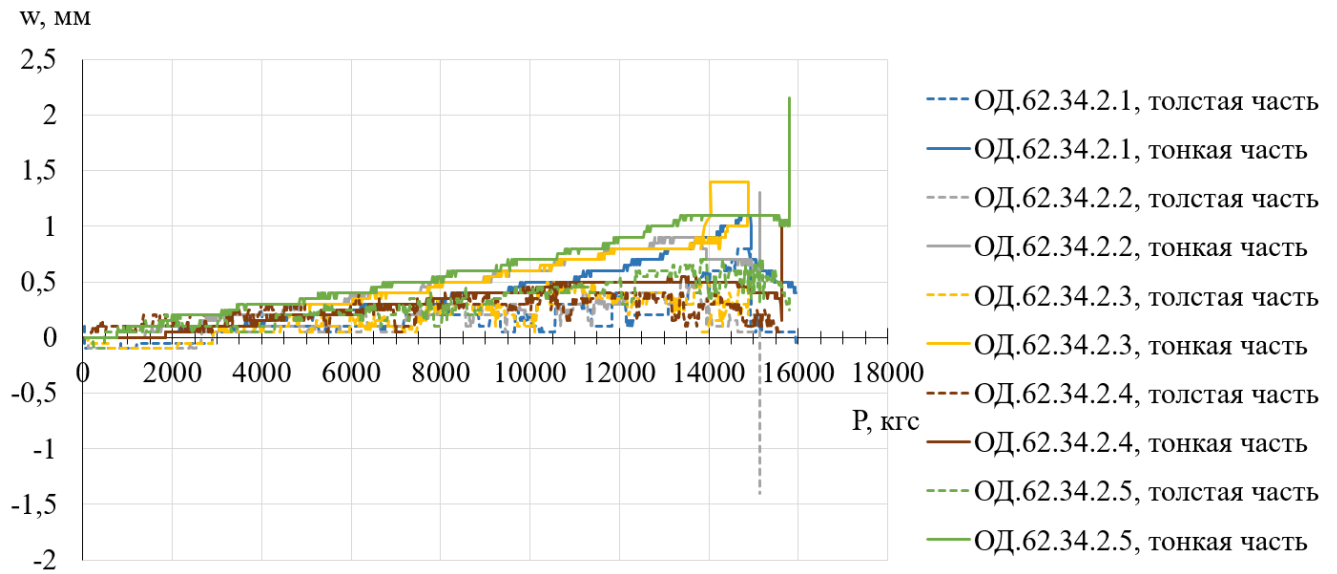


Рисунок 2.27 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

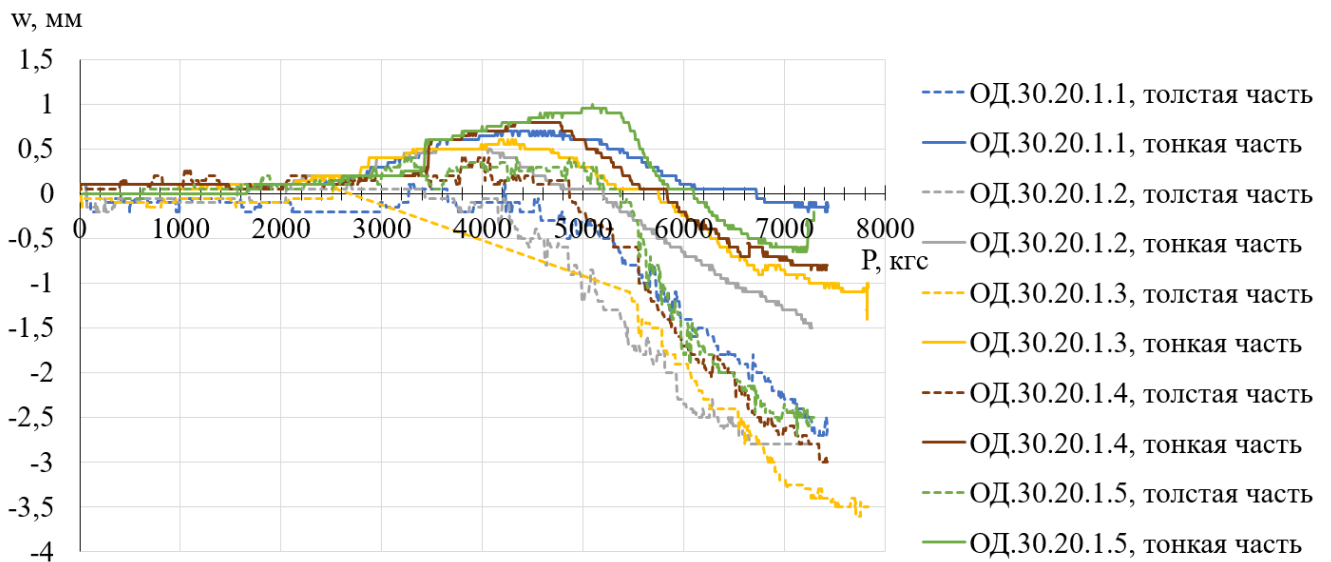


Рисунок 2.28 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

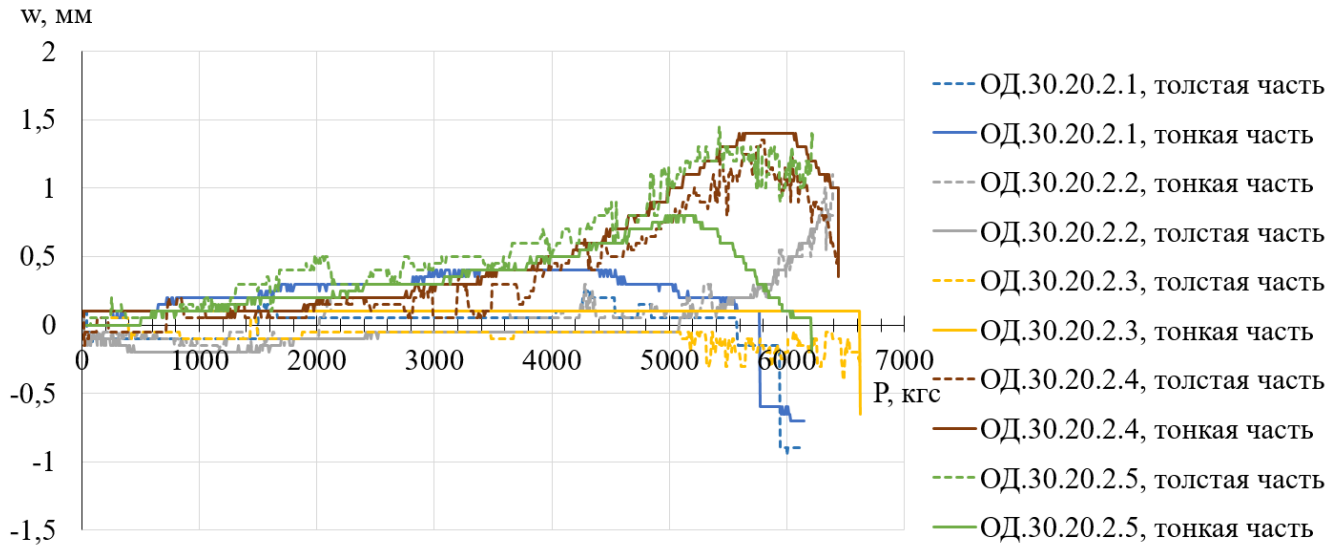


Рисунок 2.29 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

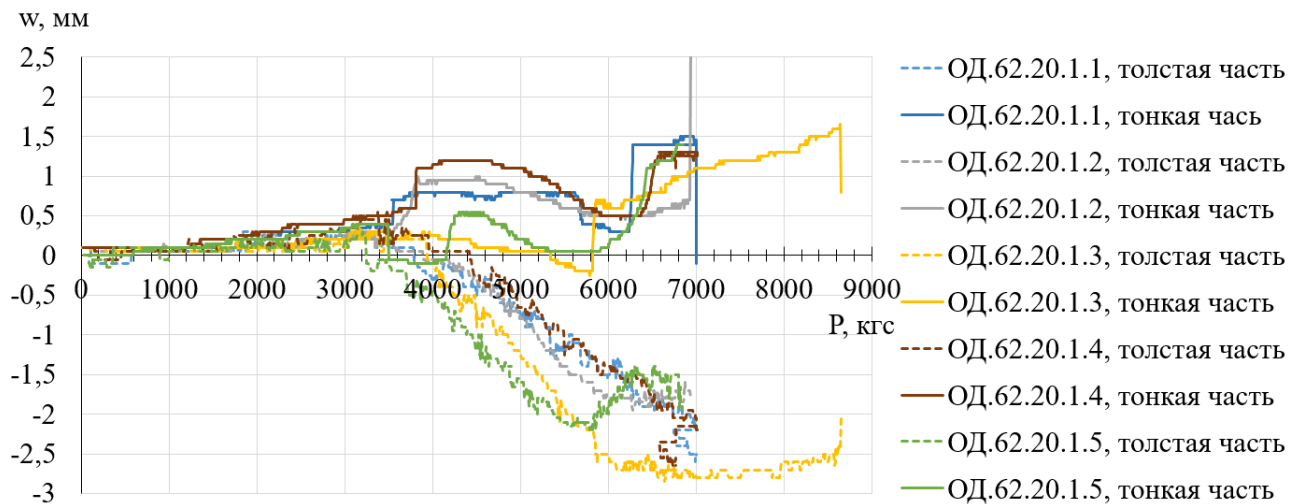


Рисунок 2.30 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

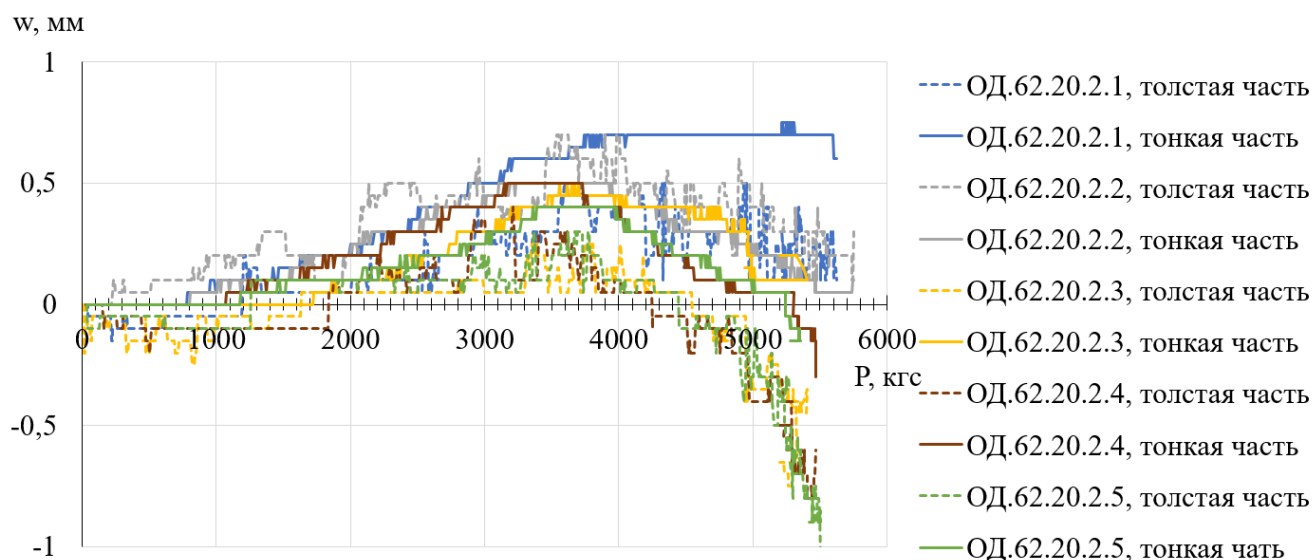


Рисунок 2.31 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях

Выводы по главе 2

1. В результате проведения натурных испытаний образцов двойной консольной композитной балки из препрега *Torayca T800* с предварительно выполненным на конце расслоением, расположенным по центру толщины, определены значения вязкости разрушения G_{IC} для композита. Первое, минимальное значение - вязкость разрушения страгивания $G_{IC}^{ini}=0,031$ кгм/мм, которое соответствует началу распространения расслоения. Значение вязкости разрушения распространения $G_{IC}^{prop} = 0,065$ кгс/мм — соответствует установившемуся процессу расслоения.

2. Испытания полос на сжатие из материала препрег *Torayca T800* со сквозным непрочлеем показали, что начало роста расслоения связано с локальной потерей устойчивости образца в зоне дефекта. Это согласуется с результатами испытаний, опубликованных в открытых источниках. В испытаниях полос без дефектов наблюдался постепенный изгиб образцов по мере роста нагрузки. Перед потерей несущей способности прогиб в середине рабочей зоны образцов достигал 3-4 мм. Вблизи верхнего захвата у образцов наблюдается разрушение волокон от сжатия, при этом расслоения захватывали большую часть рабочей зоны.

3. В результате испытаний на сжатие двух композитных образцов О62.1 и О62.2 из препрега *АСМ-102С 130UD* в виде пластины с предварительным непроклеем круглой формы определены перемещения из плоскости точек в середине образца (и, соответственно, в середине дефекта) с двух сторон образца (со стороны более тонкой части – отслоения, и со стороны более толстой части – основной) с помощью измерителей лазерных триангуляционных РФ603-90/100. С помощью прибора *Omniscan X3* с преобразователем *Olympus NDT 5L-64-NW1* с 64-элементной антенной фазированной решеткой установлены размеры зон межслойных дефектов.

4. Проведены испытания 50 композитных пластин (10 образцов без дефекта и 40 образцов с дефектом в виде непроклея круглой формы) из препрега *АСМ-102С 130UD* сжимающей нагрузкой до разрушения. Выявлено несоответствие фактических измеренных толщин пластин с заявленной по паспорту. Получены значения разрушающей нагрузки композитных пластин с дефектом и без дефекта, разрушение в торце наблюдалось у 12 образцов. Измерены перемещения из плоскости точек в середине образца (и, соответственно, в середине дефекта) с двух сторон образца с помощью измерителей лазерных триангуляционных РФ603-60/10. Для образцов ОД30.34.1.1, ОД30.34.1.2, ОД30.34.1.3, ОД62.34.1.1, ОД62.34.1.2 и ОД30.34.1.3 с использованием видеоэкстензометра получены поля перемещений точек поверхности образцов из плоскости в зависимости от нагрузки. В рассматриваемых пяти образцах в процессе проведения испытаний фиксировалась локальная потеря устойчивости образцов в области дефекта и последующий рост этого дефекта.

3 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВАЛИДАЦИЯ

3.1 Моделирование композита методом конечных элементов в среде ANSYS

Численное моделирование напряженно-деформированного состояния композитной пластины методом конечных элементов включает: дискретизацию расчетной области, задание граничных условий и свойств материала, численный расчет перемещений в узлах сетки.

Дискретизация расчетной области в среде ANSYS реализуется в модуле *Mechanical APDL*. Для генерации сетки использовались два вида конечных элементов (КЭ): *SOLID185* и *SHELL181*.

Трехмерный конечный элемент *SOLID185* содержит восемь узлов с тремя степенями свободы в каждом узле: перемещения вдоль осей x , y и z . Геометрия элемента и расположения узлов представлены на рисунке 3.1 [136].

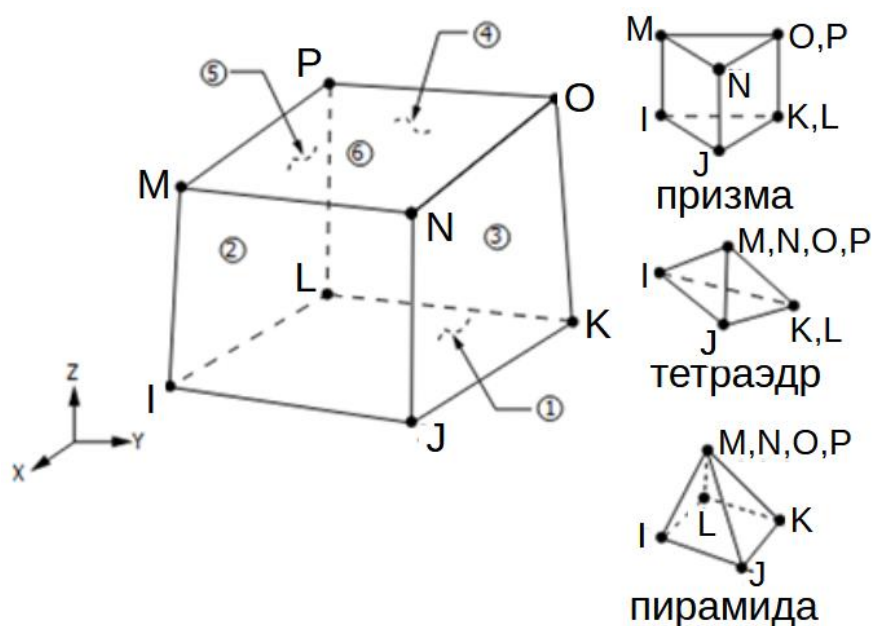


Рисунок 3.1 — Геометрия КЭ *SOLID185* [136]

Функции формы для элементов такого типа имеют вид [137]:

$$\begin{aligned}
 u &= \frac{1}{8} [u_I(1-s)(1-t)(1-r) + u_J(1+s)(1-t)(1-r) + u_K(1+s)(1-t)(1-r) + \\
 &+ u_L(1-s)(1+t)(1-r) + u_M(1-s)(1-t)(1+r) + u_N(1+s)(1-t)(1-r) + \\
 &+ u_O(1+s)(1+t)(1+r) + u_P(1+s)(1-t)(1-r)], \quad (3.1) \\
 v &= \frac{1}{8} [v_I(1-s)(1-t)(1-r) + v_J(1+s)(1-t)(1-r) + v_K(1+s)(1-t)(1-r) + \\
 &+ v_L(1-s)(1+t)(1-r) + v_M(1-s)(1-t)(1+r) + v_N(1+s)(1-t)(1+r) +
 \end{aligned}$$

$$+ v_O(1+s)(1+t)(1+r) + v_P(1-s)(1+t)(1+r)],$$

$$w = \frac{1}{8}[w_I(1-s)(1-t)(1-r) + w_J(1+s)(1-t)(1-r) + w_K(1+s)(1-t)(1-r) +$$

$$+ w_L(1-s)(1+t)(1-r) + w_M(1-s)(1-t)(1+r) + w_N(1+s)(1-t)(1+r) +$$

$$+ w_O(1+s)(1+t)(1+r) + w_P(1-s)(1+t)(1+r)],$$

где u , v и w — перемещения вдоль осей x , y , и z соответственно.

Индексы I, J, K, L, M, N, O , и P обозначают принадлежность перемещений к соответствующему узлу. Переменные s, t , и r — нормализованные локальные координаты элемента от -1 на одной грани элемента до $+1$ на противоположной (рисунок 3.2 [136]).

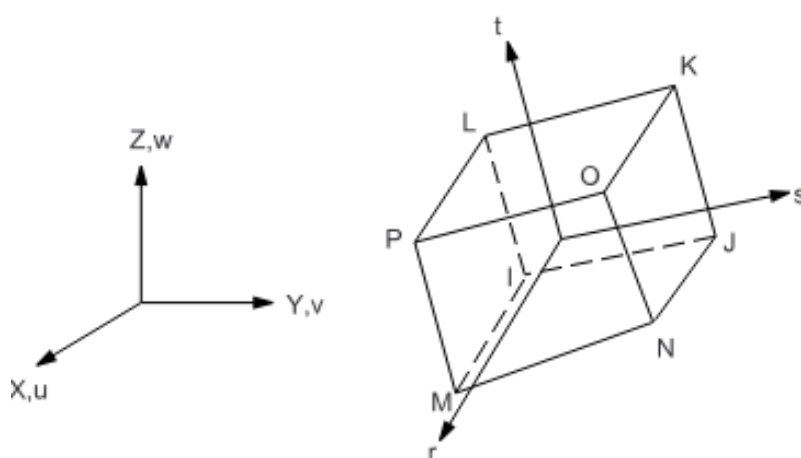


Рисунок 3.2 — КЭ *SOLID185* в локальной системе координат [136]

Кроме того, данный элемент поддерживает формулировку как слоистого (*Layered Structural Solid*): каждому элементу задаются свойства сечения, где указывается количество слоев, их материал и угол армирования (рисунок 3.3 [136]).

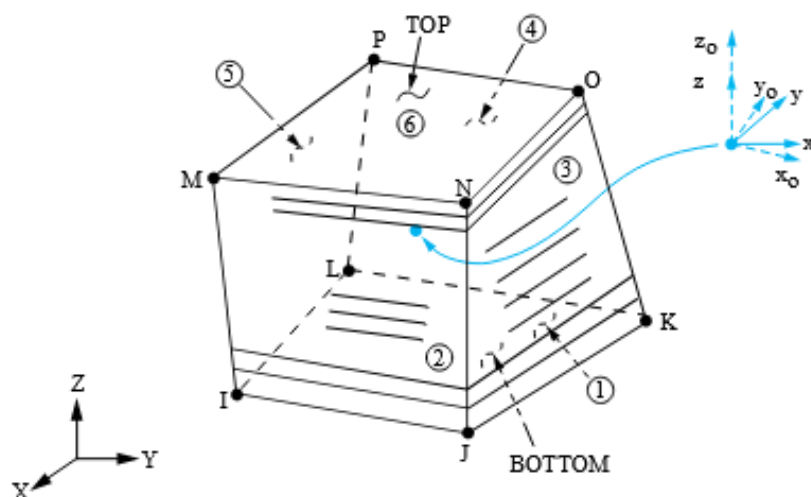


Рисунок 3.3 — Геометрия слоистого КЭ *SOLID185* [136]

Такая формулировка подходит для моделирования толстых элементов конструкций, выполненных из слоистых материалов.

Двумерный конечный элемент *SHELL181* содержит четыре узла с шестью степенями свободы в каждом: перемещения вдоль осей x , y и z , вращения вокруг осей x , y и z . Элемент также можно использовать в формулировке с заданием соответствующей композитной укладки (рисунок 3.4 [136]). Точность в моделировании композита обуславливается использованием сдвиговой деформационной теории первого порядка (теория оболочек Милдлина-Рейснера).

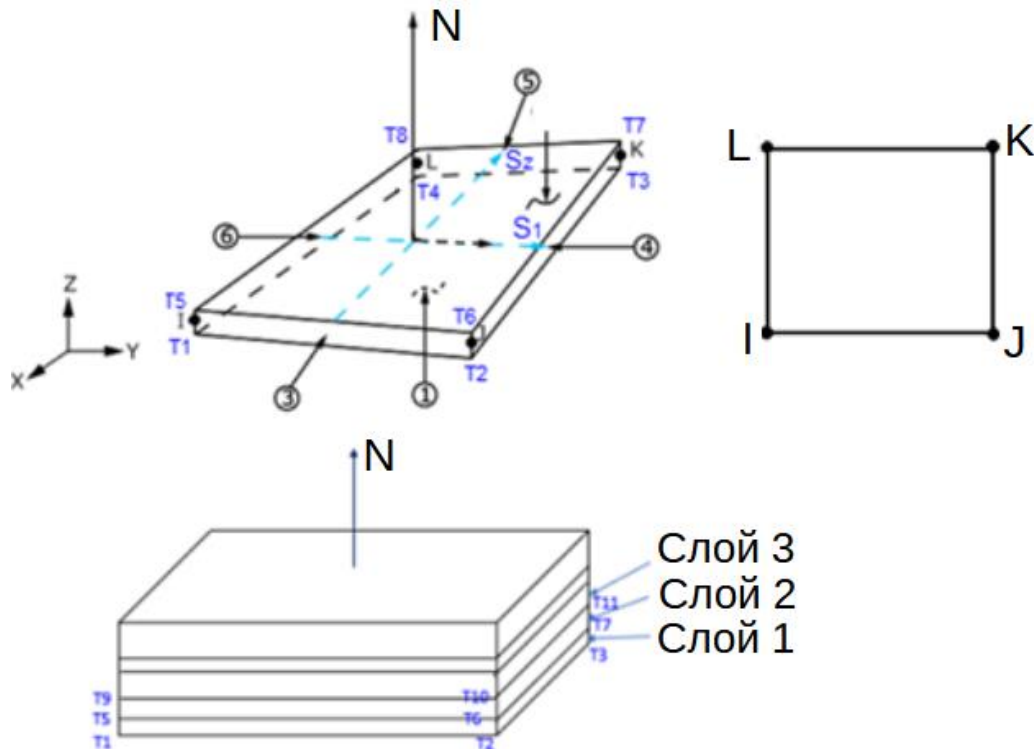


Рисунок 3.4 — Геометрия КЭ *SHELL181* [136]

Функции формы для элемента *SHELL181* имеют вид [137]:

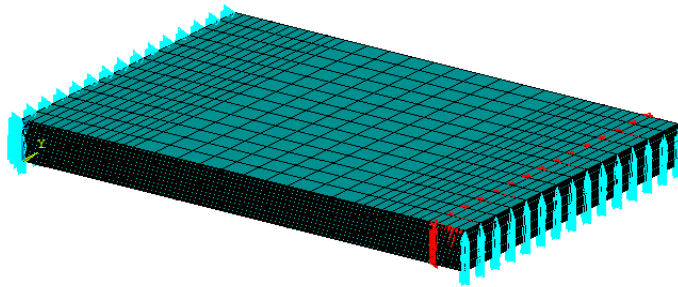
$$\begin{aligned}
 u &= \frac{1}{4} [u_I(1-s)(1-t) + u_J(1+s)(1-t) + u_K(1+s)(1+t) + u_L(1-s)(1+t)], \\
 v &= \frac{1}{4} [v_I(1-s)(1-t) + v_J(1+s)(1-t) + v_K(1+s)(1+t) + v_L(1-s)(1+t)], \\
 w &= \frac{1}{4} [w_I(1-s)(1-t) + w_J(1+s)(1-t) + w_K(1+s)(1+t) + w_L(1-s)(1+t)], \\
 \theta_x &= \frac{1}{4} [\theta_{xI}(1-s)(1-t) + \theta_{xJ}(1+s)(1-t) + \theta_{xK}(1+s)(1+t) + \theta_{xL}(1-s)(1+t)], \\
 \theta_y &= \frac{1}{4} [\theta_{yI}(1-s)(1-t) + \theta_{yJ}(1+s)(1-t) + \theta_{yK}(1+s)(1+t) + \theta_{yL}(1-s)(1+t)], \\
 \theta_z &= \frac{1}{4} [\theta_{zI}(1-s)(1-t) + \theta_{zJ}(1+s)(1-t) + \theta_{zK}(1+s)(1+t) + \theta_{zL}(1-s)(1+t)],
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

где u , v и w – перемещения вдоль осей x , y , и z и θ_x , θ_y , θ_z – углы поворота соответственно.

3.2 Выбор типа конечного элемента на примере полосы со сквозным непроклеем

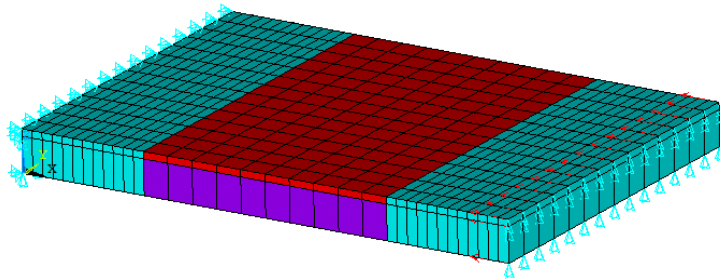
Рассмотрены различные подходы к моделированию элементов конструкции из композиционного материала на примере полосы со сквозным непроклеем (см. п. 2.2). Так как начало развития дефекта связано с локальной потерей устойчивости, выбор типа конечного элемента основывался на корректности решения задачи устойчивости. Были построены параметрические расчетные модели на командном языке *ANSYS APDL*, реализующие различные подходы к моделированию с использованием объемного конечного элемента *SOLID185*:

- моделирование с заданием трехмерным элементам параметров сечения, где указываются количество слоев, их материал и угол армирования;
- послойное моделирование, т.е. число конечных элементов в дискретной модели по толщине совпадает с количеством монослоев в образце, при этом, элементам из одного монослоя задавались характеристики материалов в системе координат X, Y связанной с пластиной, учитывающие угол армирования в слое (рисунок 3.5);
- конечно-элементная модель образца делится на три области: неповрежденная часть, нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения; для каждой из этих частей задается собственный ортотропный материал с обобщенными характеристиками соответствующих наборов монослоев [2] (рисунок 3.6);
- конечно-элементная модель образца делится на две области по всей длине образца: нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения. В области образца, где первоначального разрушения нет, между нижней и верхней частями узлы слиты (рисунок 3.7).



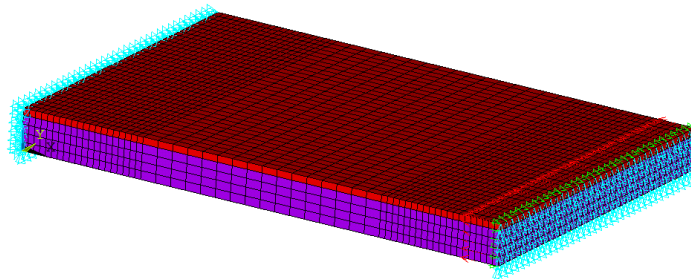
☒ - закрепления, → - нагрузка

Рисунок 3.5 — Конечно-элементная модель композитной пластины при послойном моделировании трехмерными элементами



☒ - закрепления, → - нагрузка

Рисунок 3.6 — Конечно-элементная модель композитной пластины при моделировании тремя областями с трехмерными элементами



☒ - закрепления, → - нагрузка

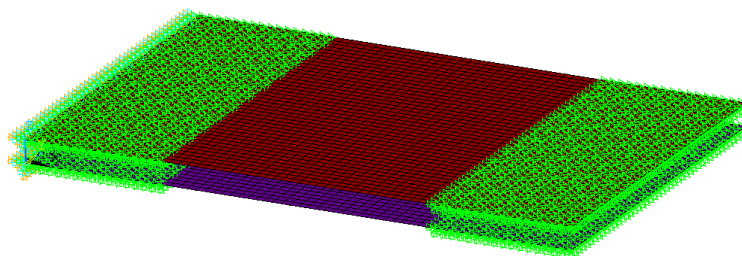
Рисунок 3.7 — Конечно-элементная модель композитной пластины при моделировании двумя областями с трехмерными элементами

С использованием двумерных конечных элементов *SHELL181*, во всех случаях элементам задавались механические свойства с соответствующей укладкой:

- конечно-элементная модель образца делится на три области: неповрежденная часть, нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения, рассматривались варианты как с использованием эксцентриситетов, для моделирования расположения

верхней и нижней частей относительно друг друга, так и без эксцентриситетов;

- конечно-элементная модель образца делится на две области по всей длине образца: нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения; рассматривались варианты как с использованием эксцентриситетов, так и без них, а также вариант, где плоскости были разнесены, а в местах, где дефект отсутствует, они были связаны путем наложения связей на линейные перемещения узлов (*Coupled DOFs*) (рисунок 3.8).



▲ - закрепления, → - нагрузка

Рисунок 3.8 — Конечно-элементная модель композитной пластины при моделировании двумя областями двумерными элементами с разнесением плоскостей

Механические характеристики монослоя препрега *ToraycaT800* на сжатие представлены в таблице 3.1. Обобщенные ортотропные характеристики областей образца, полученные из матриц изгибных жесткостей соответствующих композитных пакетов, представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.1 — Механические характеристики монослоя препрега *Torayca T800* на сжатие

E_1 , кгс/мм ²	E_2 , кгс/мм ²	ν_{12}	G_{12} , кгс/мм ²	t_c , мм
14300	920	0,34	437	0,113

Таблица 3.2 — Обобщенные механические характеристики трех областей моделируемого образца

Область	E_x , кгс/мм ²	E_y , кгс/мм ²	ν_{xy}	G_{xy} , кгс/мм ²
Неповрежденная часть	8441	3449	0,4	1657
Нижняя часть расслоения	9078	2815	0,46	1664
Верхняя часть расслоения	8147	1522	0,55	733

Граничные условия задавались следующим образом. Левый край пластины был жестко закреплен (см. рисунки 3.5–3.8 — левый торец). С противоположного торца прикладывалась сжимающая нагрузка (см. рисунки 3.5–3.8 — правый торец). Здесь же запрещены перемещения узлов вдоль оси z для предотвращения выхода правого торца из плоскости нагружения. Такое закрепление соответствует условию нагружения в испытаниях: образцы предназначены для испытаний в гидрозахватах без устройств, предотвращающих изгиб образца из плоскости.

В таблице 3.3 представлены результаты в виде величин критической нагрузки локальной потери устойчивости, а также ее отличие относительно средней нагрузки начала роста расслоения $P_{кр}$, полученной в результате испытаний (см. п. 2.2 таблица 2.6).

Таблица 3.3 — Критические нагрузки локальной потери устойчивости конечно-элементных моделей

Тип модели	Критическая нагрузка $P_{КЭМ}$, кгс	$(P_{кр} - P_{КЭМ}) / P_{кр} * 100\%$
КЭ <i>SOLID185</i> , задание укладки	3220	7,7
КЭ <i>SOLID185</i> , послойное моделирование	2916	2,5
КЭ <i>SOLID185</i> , моделирование тремя областями	2990	0,03
КЭ <i>SOLID185</i> , моделирование двумя областями	3005	0,47
КЭ <i>SHELL181</i> , моделирование тремя областями, без учета эксцентриситетов	3493	16,78
КЭ <i>SHELL181</i> , моделирование тремя областями, с учетом эксцентриситетов	4107	37,31
КЭ <i>SHELL181</i> , моделирование двумя областями, без учета эксцентриситетов	3512	17,42
КЭ <i>SHELL181</i> , моделирование двумя областями, с учетом эксцентриситетов	4128	38,01
КЭ <i>SHELL181</i> , моделирование с разнесением плоскостей	3511	17,39

Из таблицы 3.3 можно сделать вывод о том, что трехмерные конечные элементы *SOLID185* дают существенно меньшую погрешность, чем двумерные элементы *SHELL181* при определении критической нагрузки при решении задачи устойчивости полосы со сквозным дефектом. Это можно объяснить тем, что полоса является достаточно толстой, а двумерные оболочечные элементы типа *SHELL181* предназначены для расчета тонкостенных конструкций. Также можно сделать

вывод о том, что наименьшая погрешность определения критической нагрузки возникает при моделировании с использованием обобщенных ортотропных характеристик композитного пакета, с разбиением модели на три области - неповрежденная часть, нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения. Однако, так как в дальнейшем планируется моделирование процесса роста расслоения, более корректно в таком случае будет использование модели, разбитой на две области – нижняя и верхняя части.

Для конечно-элементной модели выбранного типа было проведено исследование сходимости критической нагрузки в зависимости от размера конечного элемента. По результатам (рисунок 3.9) был сделан вывод, что для дальнейших расчетов достаточно будет использовать модель с размером конечного элемента относительно длины образца 0,04 (размер конечного элемента 2 мм), так как при дальнейшем уменьшении размера элемента критическая нагрузка меняется не существенно (менее 0,6 %).

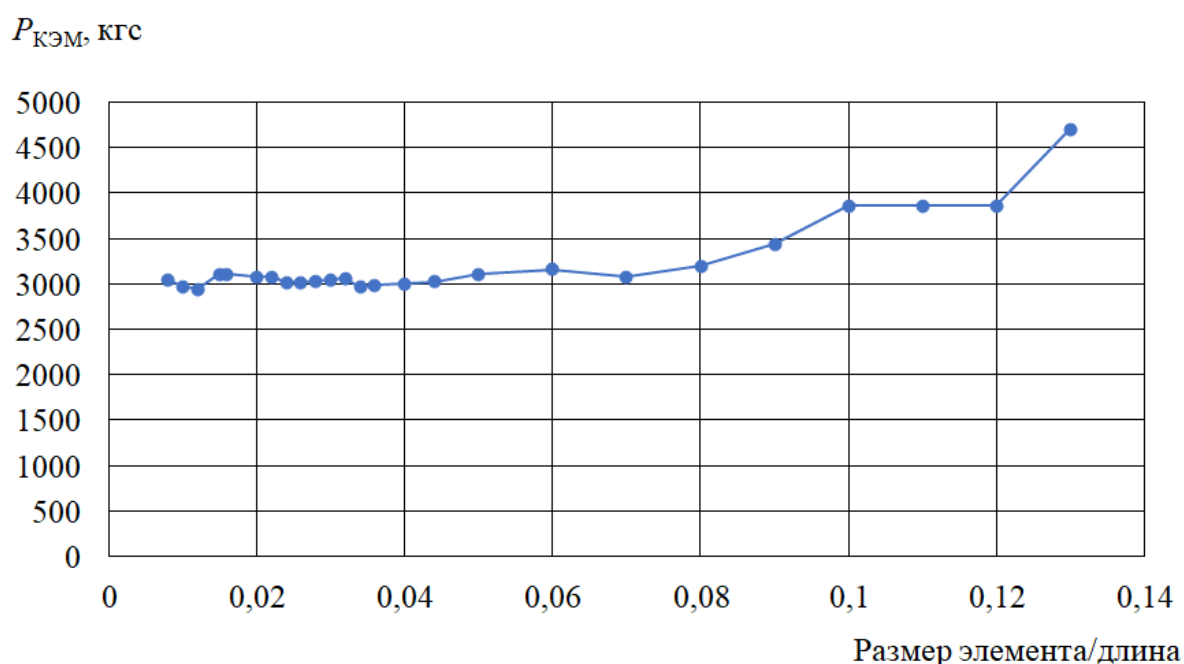


Рисунок 3.9 — Зависимость критической нагрузки конечно-элементной модели полосы со сквозным дефектом от размера конечного элемента (*SOLID185*, две области моделирования)

3.3 Выбор типа конечного элемента на примере тонкой пластины без дефекта

Аналогично п.3.2, выбор типа конечного элемента на для моделирования тонкой пластины основывался на корректности решения задачи устойчивости. В качестве экспериментальных данных для сравнения критической нагрузки были взяты результаты испытаний композитных пластин, представленные в п.2.3

Построены параметрические модели на командном языке *ANSYS APDL*, реализующие различные подходы к моделированию с использованием объемного конечного элемента *SOLID185*:

- моделирование с заданием трехмерным элементам сечения, где указываются количество слоев, их материал и угол армирования;
- послойное моделирование, т.е. число конечных элементов в дискретной модели по толщине совпадает с количеством монослоев в образце, при этом, элементам из одного монослоя задавались характеристики материалов в системе координат x, y связанной с пластиной, учитывающие угол армирования в слое;
- в конечно-элементной модели образца задается ортотропный материал с обобщенными характеристиками композитного пакета [2].

Также рассматривался вариант двумерных конечных элементов *SHELL181*, где элементам напрямую задавалась соответствующая укладка.

Механические характеристики монослоя препрега *ToraycaT800* представлены в таблице 3.1. Обобщенные ортотропные характеристики композитного пакета образцов, полученные из матриц изгибных жесткостей, представлены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 — Обобщенные механические характеристики моделируемых образцов

Тип образца	E_x , кгс/мм ²	E_y , кгс/мм ²	ν_{xy}	G_{xy} , кгс/мм ²
<i>B1</i>	7014	4148	0.42	2050
<i>B2</i>	4255	3597	0.56	2899
<i>B3</i>	12554	2670	0.18	605

Решалась задача устойчивости. Граничные условия конечно-элементной модели соответствуют реализуемым в испытаниях (см. п.2.3). В таблице 3.5

представлены результаты в виде величин критической нагрузки потери устойчивости, а также ее погрешность относительно средней нагрузки потери устойчивости, полученной в результате испытаний (см. п.2.3. таблица 2.7).

Таблица 3.5 — Критические нагрузки потери устойчивости конечно-элементных моделей

Тип модели	B1		B2		B3	
	Критическая нагрузка $P_{КЭМ}$, кгс	$(P_{кр} - P_{КЭМ}) / P_{кр} * 100\%$	Критическая нагрузка $P_{КЭМ}$, кгс	$(P_{кр} - P_{КЭМ}) / P_{кр} * 100\%$	Критическая нагрузка $P_{КЭМ}$, кгс	$(P_{кр} - P_{КЭМ}) / P_{кр} * 100\%$
КЭ <i>SOLID185</i> , задание укладки	3160	15.05	3354	6.31	2855	6.70
КЭ <i>SOLID185</i> , послойное моделирование	3550	4.57	3772	5.36	3030	0.98
КЭ <i>SOLID185</i> , обобщенные характеристики	3036	18.39	2532	29.27	3566	16.54
КЭ <i>SHELL181</i>	3124	16.02	3306	7.65	2811	8.14

Из полученных результатов, можно сделать вывод о том, что наименьшая погрешность при вычислении критической нагрузки композитной пластины получается при послойном моделировании композитного пакета с помощью трехмерных конечных элементов *SOLID185*. Однако, учитывая, что в дальнейшем для подобных пластин с межслойными дефектами будут решаться нелинейные задачи, с учетом закритического поведения и роста дефекта, целесообразно использовать двумерные конечные элементы *SHELL181*. Использование двумерных конечных элементов с заданием им сечений с соответствующей укладкой значительно уменьшит время расчета задачи, при сохранении приемлемой точности решения.

Для конечно-элементной модели, выполненной с помощью конечных элементов *SHELL181*, было проведено исследование сходимости критической нагрузки в зависимости от размера конечного элемента, на примере укладки типа B1. По полученным результатам (рисунок 3.10) был сделан вывод: для дальнейших расчетов достаточно будет использовать модель с размером конечного элемента

относительно длины образца 0,012 (размер конечного элемента 1,8 мм), так как при дальнейшем уменьшении размера элемента критическая нагрузка меняется не существенно (менее 0,03%).

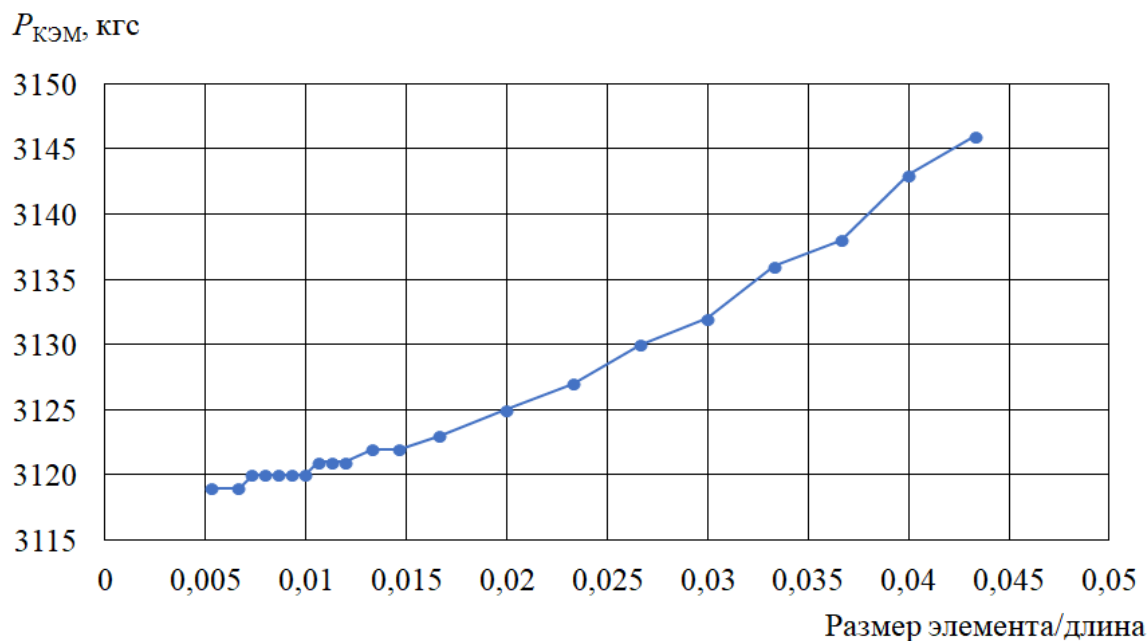


Рисунок 3.10 — Зависимость критической нагрузки конечно-элементной модели тонкой пластины без от размера конечного элемента (*SHELL181*)

3.4 Валидация методов моделирования процесса расслоения на примере двойной консольной балки

В рамках метода конечных элементов при моделировании развития трещин, в частности расслоений, в композитах широко распространены:

- метод виртуального закрытия трещины (*virtual crack closure technique, VCCT*)
- модель когезионной зоны (*cohesive zone model, CZM*).

Описание данных подходов представлено в п.1.4. Параметром материала, необходимым для реализации обоих подходов является межслоевая вязкость разрушения. Так как в рассматриваемых образцах распространение расслоения происходит вследствие локальной потери устойчивости отслоившегося материала, положим, что разрушение происходит вследствие нормального отрыва. Следовательно, определяющим является значение вязкости разрушения, соответствующие моде $I - G_{IC}$.

Будем использовать два значения вязкости разрушения (см. п. 2.1 таблица 2.4, G_{IC}^{Bcp}): первое, минимальное значение - вязкость разрушения страгивания $G_{IC}^{ini}=0,031$ кгс/мм, которое соответствует началу распространения расслоения; а также вязкость разрушения распространения $G_{IC}^{prop}=0,065$ кгс/мм, соответствующее установившемуся процессу расслоения.

Для оценки корректности методов *VCCT* и *CZM* при моделировании процесса расслоения, данные подходы были реализованы на примере образцов ДКБ, описанных в п. 2.1.

Конечно-элементная модель в программном комплексе *ANSYS* с использованием восьмиузлового объёмного элемента *SOLID185*, при этом решалась нелинейная статическая задача. В качестве граничных условий к краям балки на левом торце, где располагается предварительный дефект, прикладывались перемещения, действующие в противоположных направлениях, а на правом торце задавалась жёсткая заделка. Такая схема нагружения воспроизводит условия, реализованные при фактических испытаниях образцов. КЭМ рассматриваемого образца с заданными граничными условиями представлена на рисунке 3.11. На рисунке 3.12 представлено деформированное состояние образца, при котором процесс расслоения моделировался с применением метода *VCCT*.

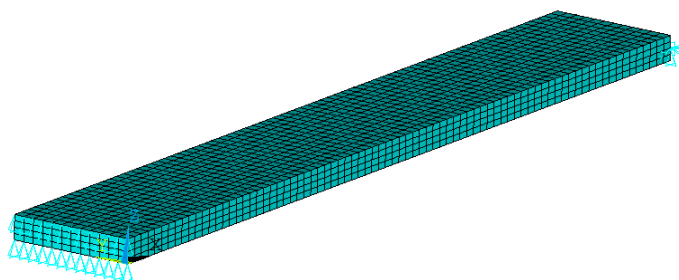


Рисунок 3.11 — Конечно-элементная модель образца двойной консольной балки

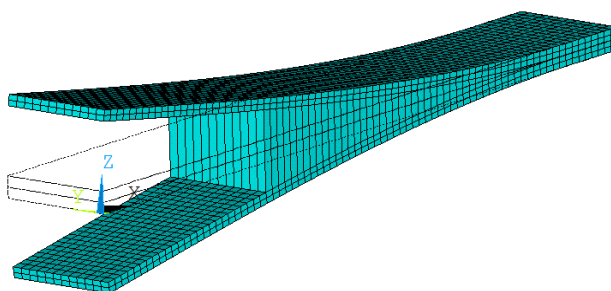


Рисунок 3.12 — Деформированная конечно-элементной модели образца двойной консольной балки

На рисунке 3.13 представлены графики зависимости нагрузки P от перемещений U для образцов G1-1–G1-8, а также аналогичные графики, полученные с помощью конечно-элементного моделирования двумя методами, для $G_{IC}=G_{IC}^{ini}$, и $G_{IC}=G_{IC}^{prop}$ [128].

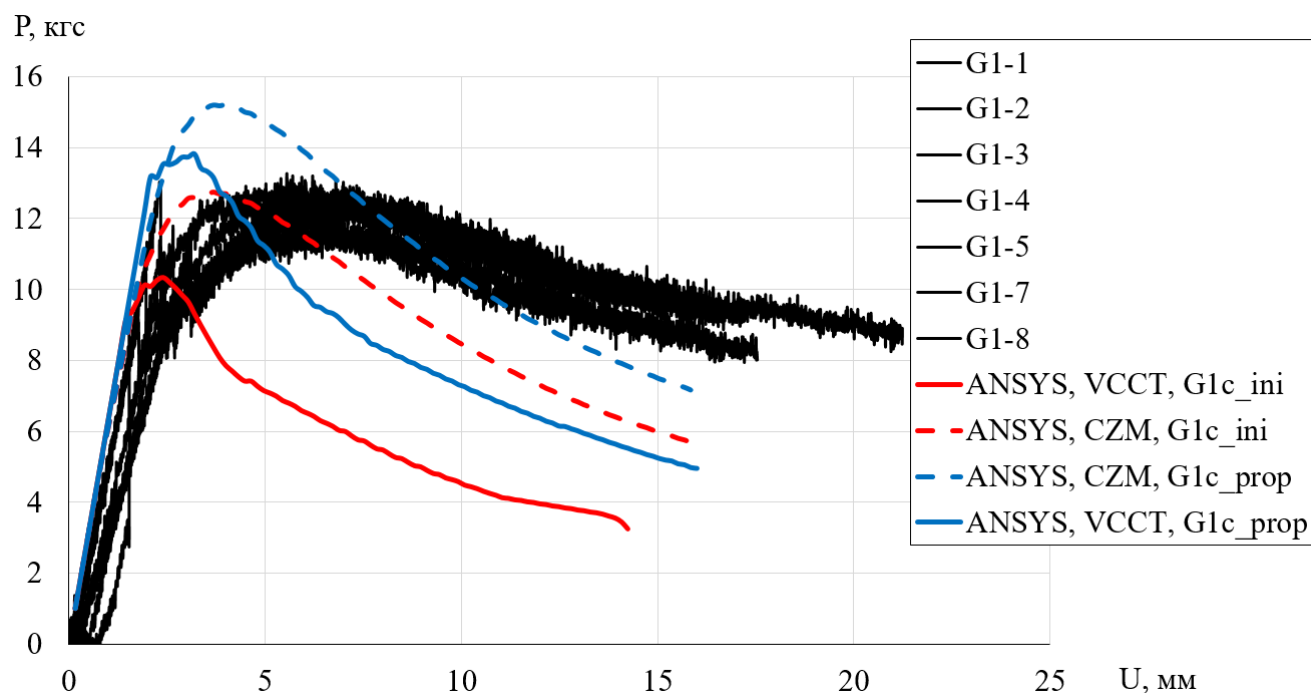


Рисунок 3.13 — Графики зависимости нагрузки P от перемещений U для двойной консольной балки

Анализируя графики, представленные на рисунке 3.13, можно сделать вывод: при моделировании процесса расслоения образцов с использованием обоих подходов получено качественное соответствие результата процессу расслоения при испытаниях ДКБ. Однако необходимо отметить, что пик нагрузки наиболее точно получен при моделировании процесса расслоения методом $VCCT$ с использованием G_{IC}^{prop} . В тоже время характер зависимости наиболее близко описан при моделировании процесса расслоения методом CZM с использованием G_{IC}^{ini} . Необходимо отметить, что на результаты, получаемые при использовании метода CZM , заметно влияют параметры контактного взаимодействия, задаваемые при создании когезионного слоя, что значительно усложняет процесс моделирования.

3.5 Валидация методов моделирования процесса расслоения на примере полосы со сквозным непроклеем

Как было указано ранее, в процессе испытаний, описанных в п. 2.2, фиксировалось насколько вырос дефект в образце в процессе увеличения нагрузки (см. рисунок 2.9).

Для конечно-элементного моделирования испытаний на сжатие с учётом расслоения использовалась трёхмерные конечные элементы. По всей длине конструкции полоса делилась на две области: нижнюю, более толстую часть («основной» пакет) и верхнюю, более тонкую часть, соответствующую отслоенной области. Более подробное описание данной модели представлено в п.3.2.

С использованием описанной выше конечно-элементной модели решалась нелинейная статическая задача. При построении модели и решении задачи учитывалась потеря устойчивости, последующее закритическое поведение и развитие процесса расслоения. На рисунке 3.14 показано деформированное состояние конечно-элементной модели, при построении которого процесс расслоения моделировался с помощью метода *VCCT*.

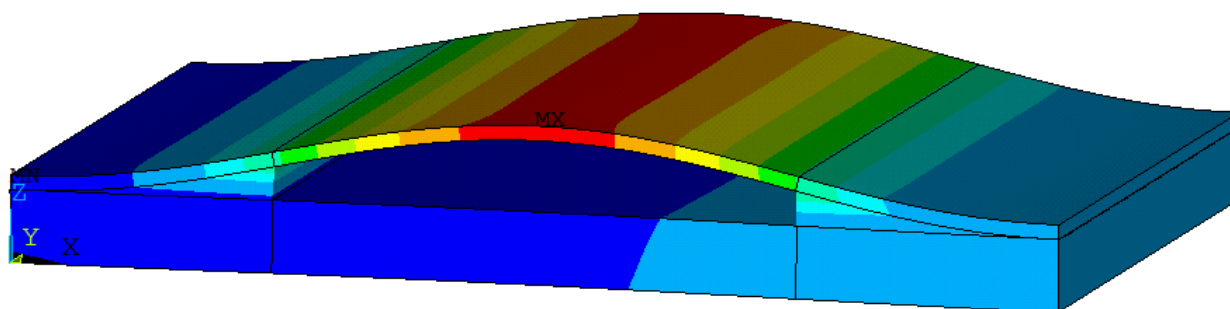


Рисунок 3.14 — Деформированная конечно-элементная модель полосы с дефектом в виде сквозного непроклея (элемент *SOLID185*, метод *VCCT*)

На рисунке 3.15 представлено сравнение площадей расслоения в зависимости от прикладываемой нагрузки, полученной в испытаниях для образцов С-3–С-5 с результатами, полученными с помощью конечно-элементного моделирования с использованием методов *VCCT* и *CZM* для $G_{IC}=G_{IC}^{ini}$, и $G_{IC}=G_{IC}^{prop}$. Необходимо отметить, что в отличие от результатов испытаний, рост расслоения в конечно-

элементном расчете фиксировался равномерным по ширине образца, и симметричным по длине.

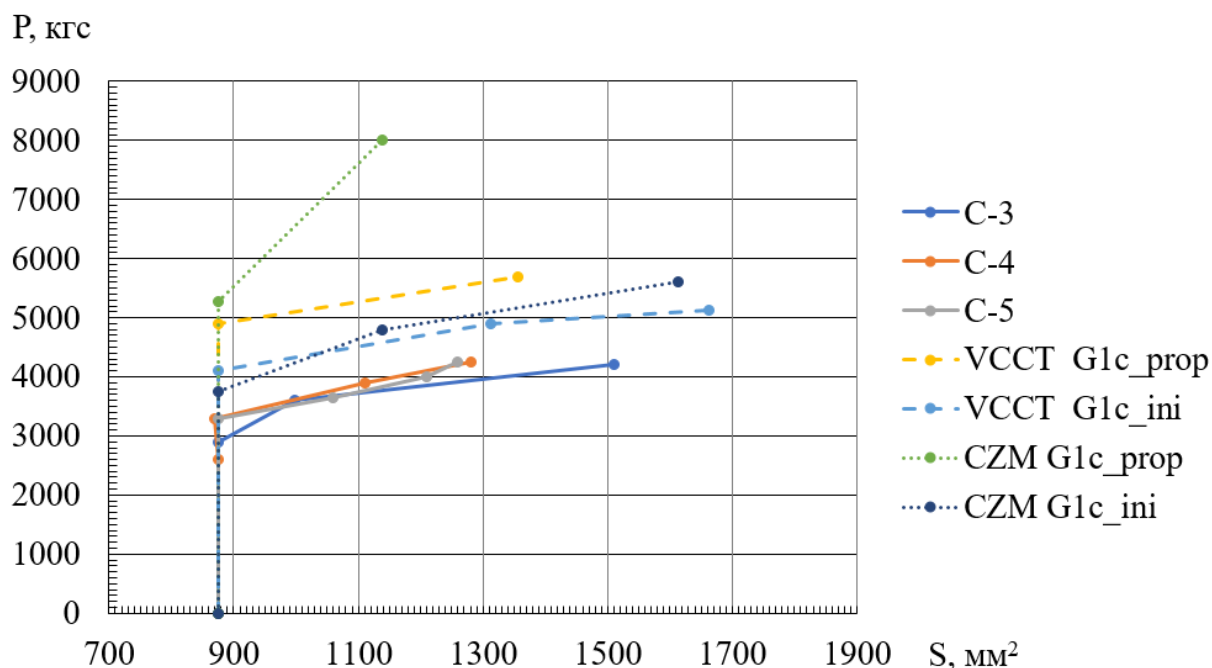


Рисунок 3.15 — Приращение площади расслоения в образцах в виде полосы со сквозным непроклеем при моделировании и испытаниях

Основываясь на результатах, представленных на рисунке 3.15, можно заключить, что средняя нагрузка, при которой величина площади межслойного дефекта в образцах достигает 1280 мм², составляет $P_1^{cp} = 4133$ кгс. Для конечно-элементной модели, которая максимально близко описывает характер процесса расслоения (метод $VCCT$ с использованием вязкости межслойного разрушения страгивания G_{IC}^{ini}), величина площади межслойного дефекта достигает значения 1280 мм² при нагрузке $P_1^{кЭМ} = 4850$ кгс. Таким образом, разница в определении величины нагрузки, необходимой для роста сквозного межслойного дефекта до одной и той же величины составила 17%.

Нагрузка потери устойчивости, полученная в результате решения нелинейной статической задачи, составляет $P_{кр}^{VCCT} = 2800$ кгс в случае использования метода $VCCT$ и $P_{кр}^{CZM} = 2100$ кгс в случае использования метода CZM . Относительная погрешность в определении этой нагрузки составляет 6% для метода $VCCT$ и 30% для метода CZM по сравнению с экспериментальными данными.

В таблице 3.6 приведено сравнение нагрузок начала роста расслоения в эксперименте и в конечно-элементной модели. Важно отметить, что в численном расчёте развитие расслоения начинается не в момент потери устойчивости, как в испытаниях, а на более поздней стадии нагружения. Это объясняется тем, что, несмотря на достаточно мелкий шаг решения нелинейной задачи, потеря устойчивости и последующее выпучивание отслоения развиваются постепенно по мере увеличения нагрузки, а не мгновенно.

Таблица 3.6 — Нагрузки начала роста расслоения

Экспериментальные данные		Расчётные данные		
№ обр.	P_g^{test} , кгс	Метод моделирования роста дефекта	$G_C = G_{IC}^{\text{ini}}$	$G_C = G_{IC}^{\text{prop}}$
			P_g^{ini} , кгс	P_g^{prop} , кгс
C1	3950	VCCT	4104	4902
C2	2200			
C3	2900			
C4	2600	CZM	3000	5600
C5	3300			
C6	3300			
Среднее	2992			

По данным в таблице 3.6 можно сделать вывод, что при использовании в моделировании вязкости разрушения страгивания G_{IC}^{ini} разница в определении нагрузки начала роста расслоения меньше, чем при использовании вязкости разрушения распространения G_{IC}^{prop} , что соответствует физическому смыслу данных величин [125].

3.6 Валидация моделирования процесса расслоения на примере пластины с круглым непроклеем

Проведено конечно-элементное моделирование композитных пластин с дефектом в виде круглого непроклея, описание испытаний которых представлено в п 2.4. Так как в испытаниях была зафиксирована локальная потеря устойчивости в зоне дефекта с последующим ростом зоны дефекта, нагрузка была остановлена на величине 14000 кгс и образцы небыли разрушены, основной целью являлась валидация КЭМ для моделирования процесса расслоения в случае, когда дефект

располагается посередине образца и непрочлей не является сквозным (в отличии от п.3.5)

КЭМ с граничными условиями представлена на рисунке 3.16. При моделировании использовались двумерные конечные элементы *SHELL181* с заданием им сечений с соответствующей укладкой (см. п. 2.4). Механические характеристики монослоя препрега *АСМ-102С 130UD* на сжатие представлены в таблице 3.7.

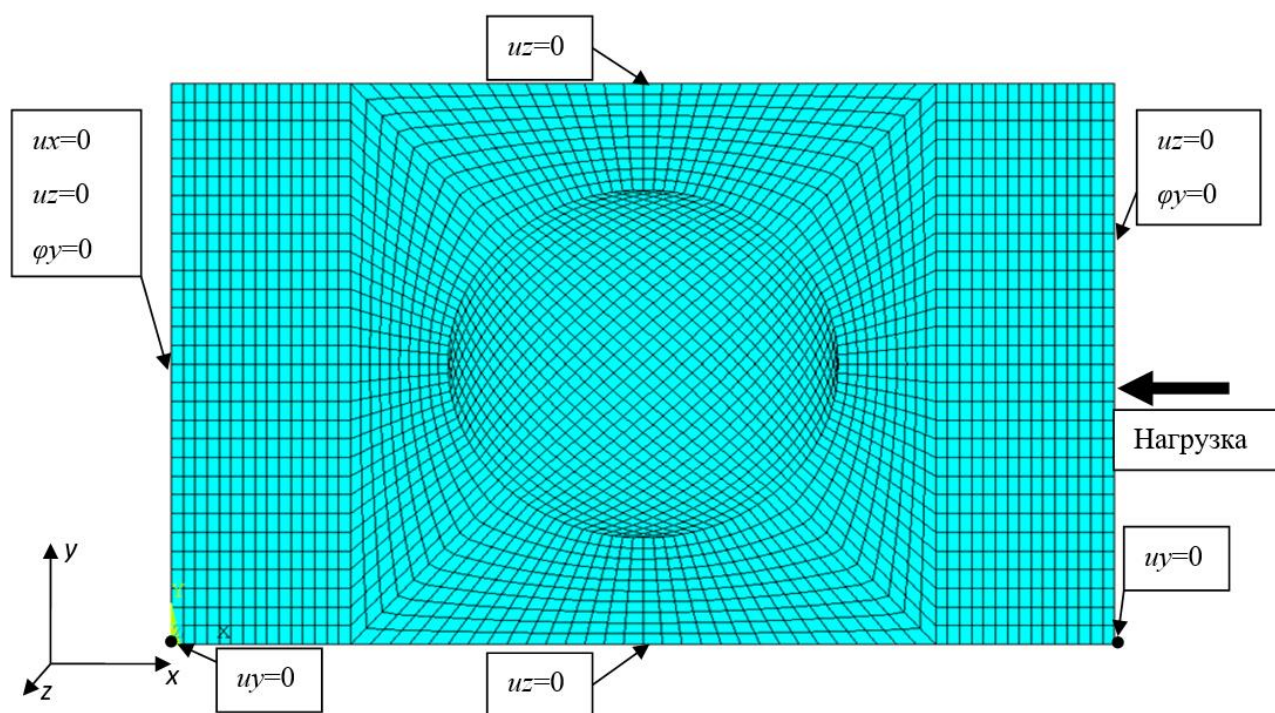


Рисунок 3.16 — Конечно-элементная модель пластины с предварительным дефектом и обозначенными граничными условиями

Таблица 3.7 — Механические характеристики монослоя препрега *АСМ-102С 130UD* на сжатие

E_1 , кгс/мм ²	E_2 , кгс/мм ²	ν_{12}	G_{12} , кгс/мм ²	t_c , мм
12882	1059	0,34	500	0,135

У каждого из образцов, описанных в п. 2.4, перед проведением испытаний была замерена толщина в четырех точках. Средняя толщина для обоих образцов составила 4,2 мм. Так как каждый образец изготовлен из 36 слоев, фактическая

средняя толщина монослоя для обоих образцов составила 0,117 мм. Моделирование проводилось с учетом фактической толщины монослоев.

С использованием описанной выше конечно-элементной модели решалась нелинейная статическая задача. При создании модели и решении задачи учитывалась потеря устойчивости, закритическое поведение и процесс расслоения, который моделировался с помощью метода *CZM*. Несмотря на то, что параметры межслоевой вязкости разрушения G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} были получены на образцах, изготовленных из препрега *Torayca T800*, в данном моделировании были использованы ранее найденные значения постоянных G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} (см. п. 2.1). Это допустимо вследствие того, что постоянные G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} для различных препрегов отличаются друг от друга незначительно [64, 70, 71, 113, 138–140]. Деформированное состояние конечно-элементной модели при приложенной нагрузке 14000 кгс представлено на рисунке 3.17.

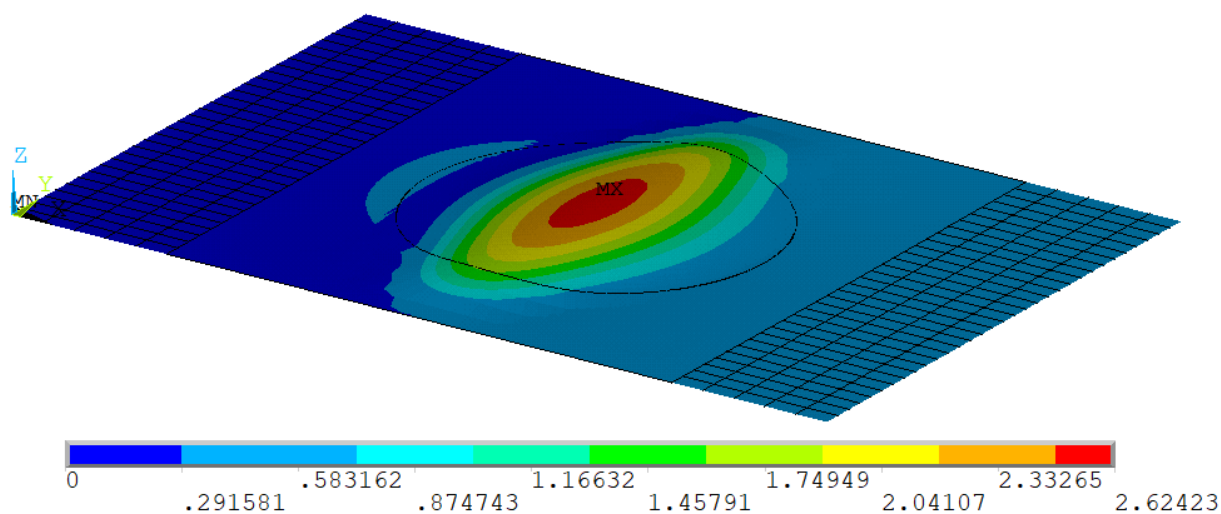


Рисунок 3.17 — Деформированная конечно-элементная модель пластины с предварительным дефектом под действием нагрузки 14000 кгс

На рисунке 3.18 представлено сравнение графиков перемещений из плоскости w центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов Об2.1 и Об2.2 в зависимости от нагрузки P , полученные по результатам испытаний (см. п. 2.4 рисунок 2.13). с аналогичными графиками, полученными по результатам моделирования.

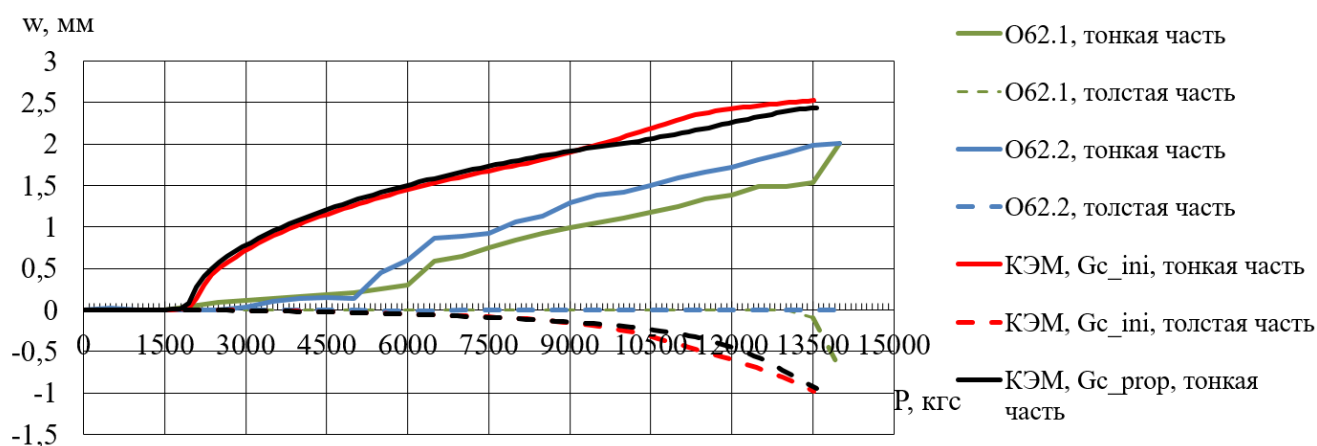


Рисунок 3.18 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов О62.1 и О62.2 в зависимости от нагрузки в расчете и при моделировании

Из рисунка 3.18 можно сделать следующие выводы:

- использование G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} не влияет существенно на величину нагрузки потери устойчивости и характер закритического поведения конечно-элементной модели;
- характер закритического поведения пластины с дефектом, полученный путем моделирования согласуется с результатами натуральных испытаний.
- разница между экспериментальными и расчетными величинами критической нагрузки локальной потери устойчивости для образца О62.1 составила 31%, для образца О62.2 – 25%.

На рисунке 3.19 представлено сравнение зон роста межслойного дефекта, полученного по результатам испытаний для образца О62.1 (рисунок 3.19а) и образца О62.2 (рисунок 3.19б) с зонами роста расслоения, полученные из конечно-элементного моделирования при использовании параметров межслойной вязкости разрушения G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} (рисунок 3.19в и 3.19г). Зоны роста расслоения из КЭМ соответствуют нагрузке 14000 кгс.

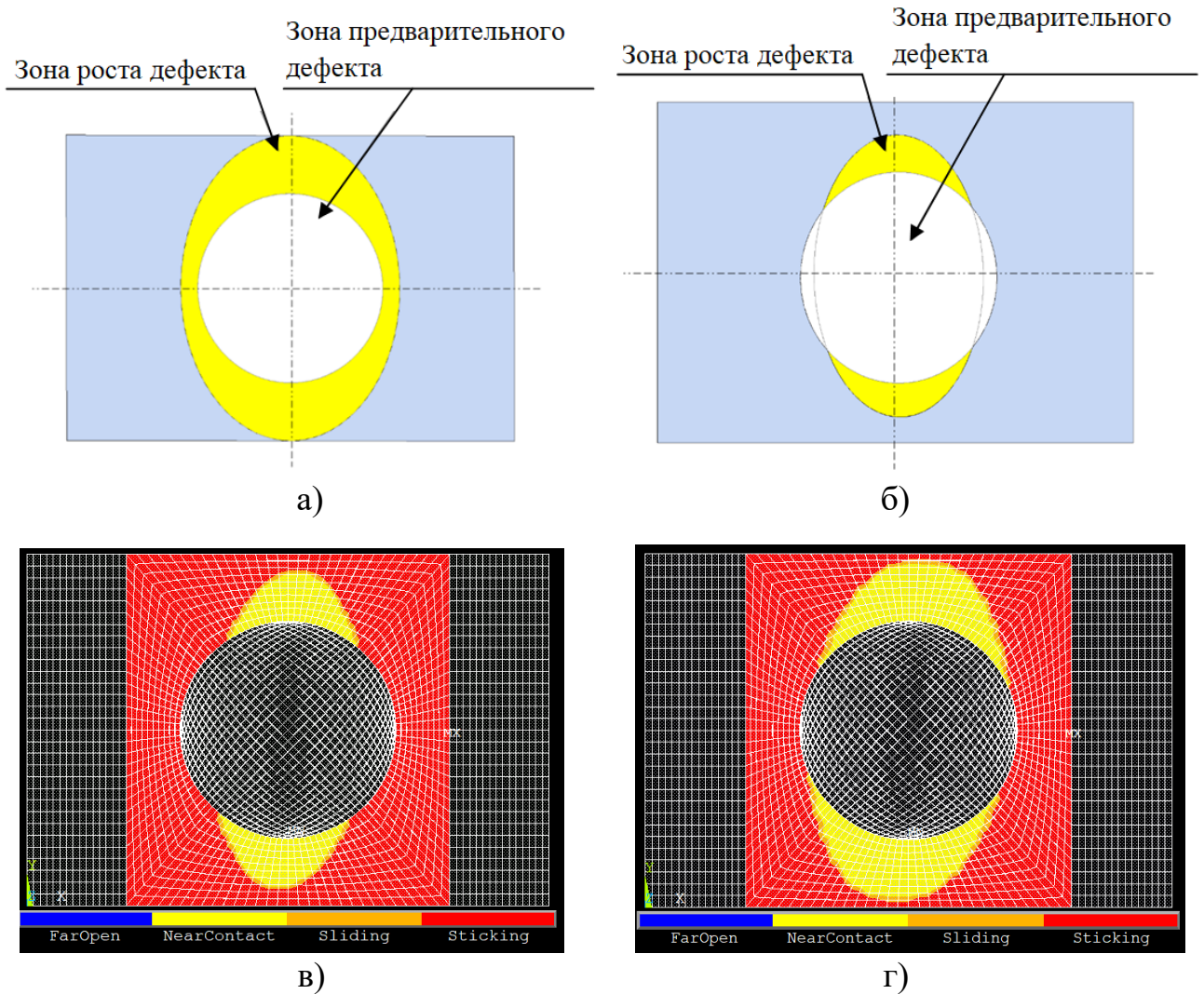


Рисунок 3.19 — Зоны роста межслойного дефекта, полученные по результатам испытаний: а) образец Об2.1, б) образец Об2.2; полученные с помощью конечно-элементного моделирования: в) с использованием G_{IC}^{ini} , г) с использованием

$$G_{IC}^{prop}$$

Исходя из полученных результатов, можно сделать следующие выводы [129]:

- зоны роста расслоения у двух рассмотренных образцов (рисунок 3.19а и 3.19б) значительно отличаются; это может быть следствием затрудненности изготовления идентичных образцов из многослойного композита с предварительным дефектом;
- при моделировании значение вязкости межслойного разрушения G значительно влияет на итоговый результат (рисунок 3.19в и 3.19г);

- по итогам конечно-элементного моделирования процесса расслоения были получены результаты, качественно согласующиеся с экспериментальными данными.

3.7 Валидация результатов расчетов несущей способности композитных образцов

Проведено конечно-элементное моделирование композитных пластин с дефектом в виде круглого непроклея, описание испытаний которых представлено в п. 2.5. В этих испытаниях все образцы были доведены до разрушения, соответственно валидация КЭМ композитной пластины с круглым межслойным дефектом проводилась относительно разрушающей нагрузки. Не учитывались разрушающие нагрузки образцов, разрушение которых произошло в торце, к которому через оснастку прикладывается нагрузка (см. п.2.5, таблица 2.10). Конечно элементная модель с граничными условиями представлена на рисунке 3.16. Толщина монослоя при моделировании каждого из типов образцов вычислялась на основе их средней фактической измеренной толщины (см. п.2.5, таблица 2.9), толщины представлены в таблице 3.8.

Таблица 3.8 — Толщины образцов пластин с круглым дефектом

Тип образца	Средняя толщина образца, мм	Толщина монослоя, мм	Тип образца	Средняя толщина образца, мм	Толщина монослоя, мм
ОИ.34	4,76	0,140	ОИ.20	2,78	0,139
ОД30.34.1	4,76	0,140	ОД30.20.1	2,85	0,143
ОД30.34.2	4,75	0,140	ОД30.20.2	2,87	0,144
ОД62.34.1	4,80	0,141	ОД62.20.1	2,81	0,140
ОД62.34.2	4,75	0,140	ОД62.20.2	2,83	0,141

Решалась нелинейная статическая задача, с учётом потери устойчивости, последующим закритическим поведением и процессом расслоения пластины. Валидация моделирования процесса расслоения описана в п.3.6. Величина вязкости межслоевого разрушения была принята равной G_{IC}^{ini} (см. п. 2.1).

Для подтверждения того, что поведение КЭМ с учетом потери устойчивости, закритического поведения и распространения дефекта соответствует поведению

образцов в процессе испытаний было проведено сравнение графиков перемещений из плоскости w центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов в зависимости от нагрузки P , полученных по результатам испытаний (см. п. 2.5 рисунок 2.21-2.28), с аналогичными графиками, полученными по результатам моделирования. Результаты сравнения представлены и описаны ниже.

Образцы типа ОД.30.34.1 Зависимости перемещений центров образцов ОД.30.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.20. Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.30.34.1 представлены на рисунке 3.21.

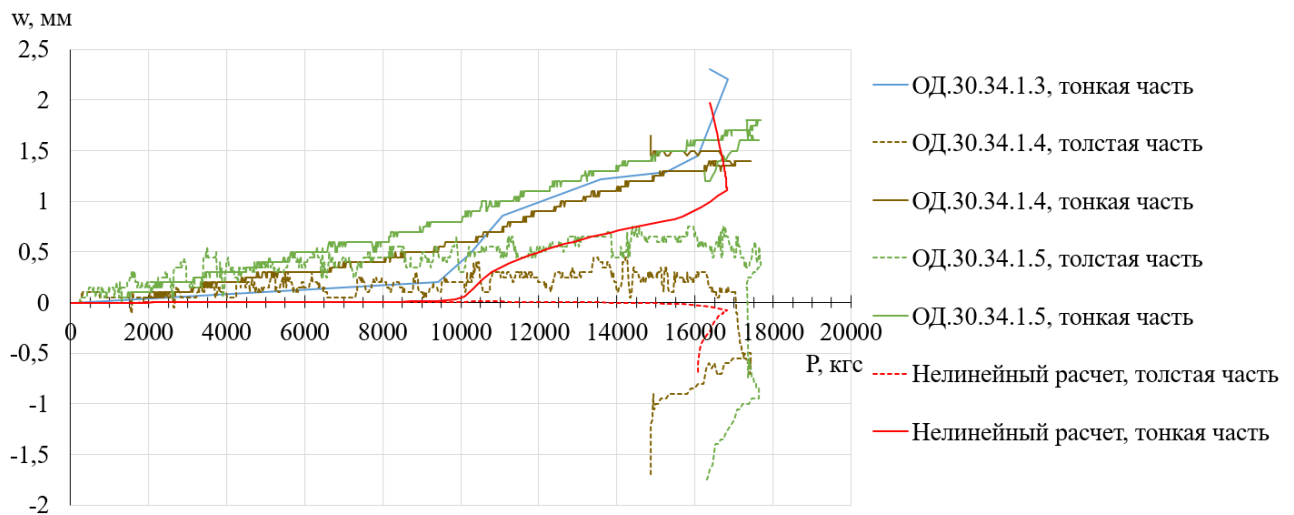


Рисунок 3.20 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

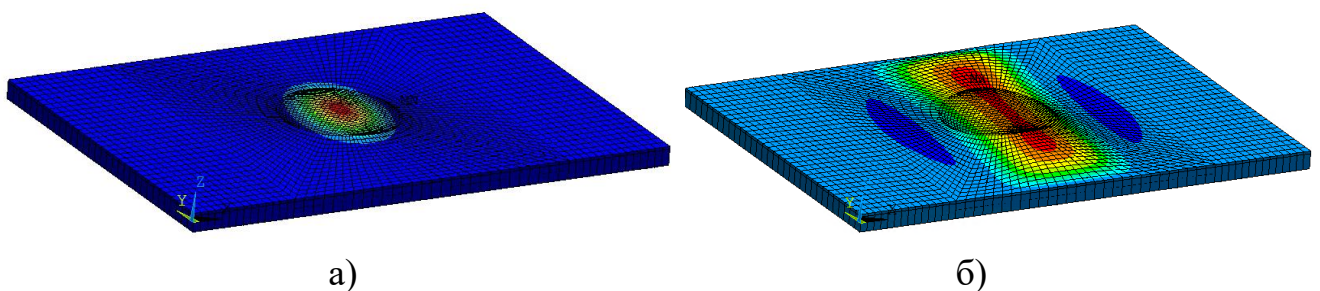


Рисунок 3.21 — Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.30.34.1:
 а) по достижению максимальной нагрузки, $P = 16815$ кгс;
 б) после резкого увеличения площади дефекта, $P = 16083$ кгс

В испытаниях и при конечно-элементном моделировании происходит локальная потеря устойчивости, которой на графике перемещений соответствует резкое увеличение перемещений из плоскости тонкой части пластины. Далее

наблюдается постепенный рост перемещений из плоскости тонкой части пластины, однако рост площади дефекта при этом незначительный. Затем, при достижении некоторой максимальной величины происходит резкое падение нагрузки, сопровождающееся резким увеличением площади межслойного дефекта, и дальнейшим разрушением образца в испытаниях. При моделировании эта максимальная нагрузка составила 16815 кгс. Предположительно, это может быть связано с потерей устойчивости основной, толстой части пластины. Данная величина — максимальная нагрузка, которую выдерживает образец, и по достижению которой происходит резкое падение нагрузки и резкий рост межслойного дефекта — далее будет принята как несущая способность пластины.

Для образцов данного типа проведено сравнение полей перемещений точек поверхности образцов из плоскости в зависимости от нагрузки, полученных в процессе испытаний с помощью видеоэкстензометра (п. 2.5), с результатами, полученными с помощью конечно-элементного моделирования (рисунок 3.22).

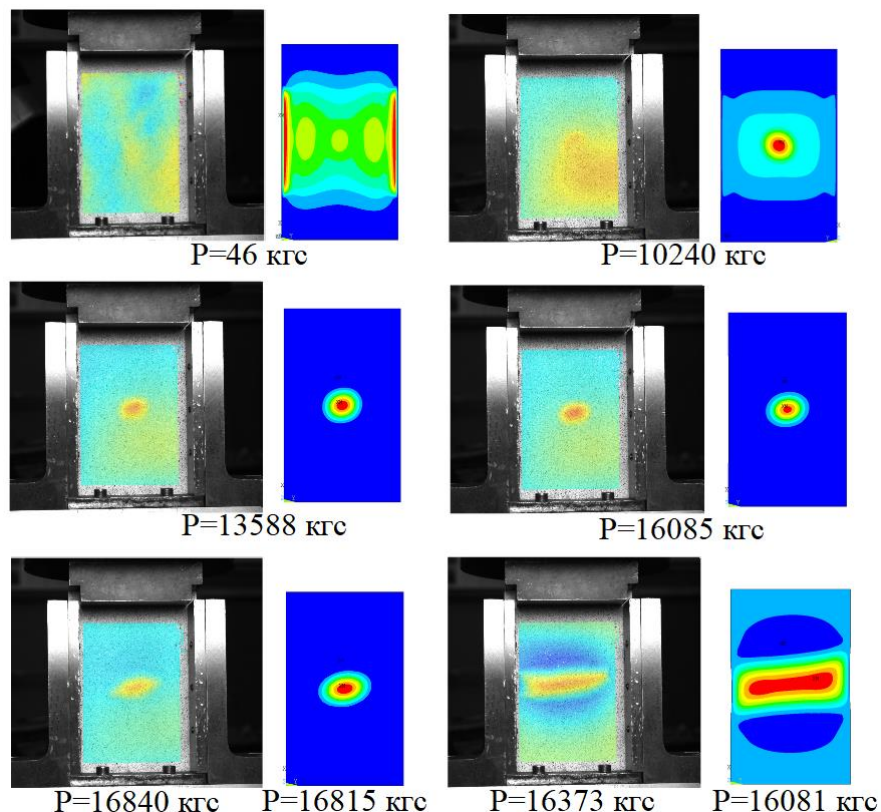


Рисунок 3.22 —Поля перемещений точек поверхности образца ОД30.34.1.3 из плоскости, полученные с помощью видеоэкстензометра и с помощью КЭМ

Полученные результаты подтверждают, что до достижения максимальной нагрузки рост межслойного дефекта незначительный, далее происходит резкое

падение нагрузки, сопровождающееся резким увеличением площади межслойного дефекта.

Таким образом, характер поведения пластины, полученный с помощью КЭМ, качественно соответствует характеру поведения образцов данного типа в испытаниях.

Образец типа ОД.30.34.2. Зависимости перемещений центров образцов ОД.30.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.23.

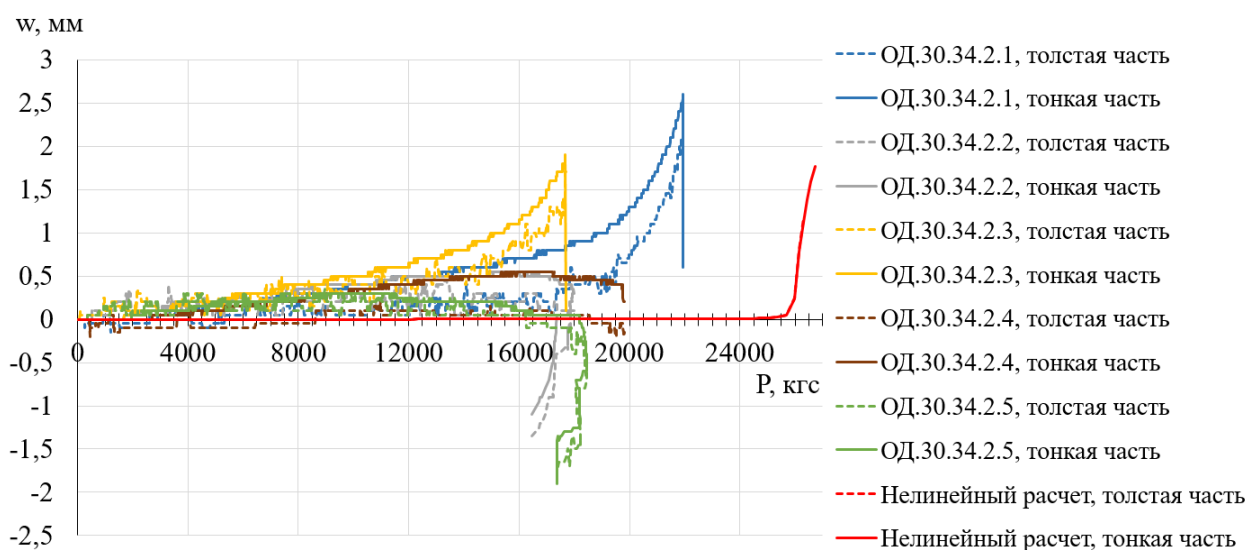


Рисунок 3.23 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

В результате возможных несовершенств при установке оснастки, а также неравномерности толщин композитных образцов, образцы ОД.30.34.2.1 и ОД.30.34.2.3 имеют значительный прогиб из плоскости нагружения, кроме того у этих образцов, как и у образца ОД.30.34.2.4 наблюдается незначительная разница в перемещениях из плоскости толстой и тонкой частей образца, т.е. «раскрытие» дефекта. В данном случае наиболее близким по характеру поведения к КЭМ являются образцы ОД.30.34.2.2 и ОД.30.34.2.5 – они остаются в плоскости нагружения до потери несущей способности. КЭМ в свою очередь остается в плоскости нагружения до момента глобальной потери устойчивости, по форме

потери устойчивости с одной полуволной. Необходимо отметить, что образцы данного типа преждевременно разрушились в торце.

Таким образом, характер поведения пластины, полученный с помощью КЭМ, качественно соответствует характеру поведения образцов данного типа в испытаниях до нагрузки их преждевременного разрушения.

Образец типа ОД.62.34.1 Зависимости перемещений центров образцов ОД.62.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.24. Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.34.1 представлены на рисунке 3.25.

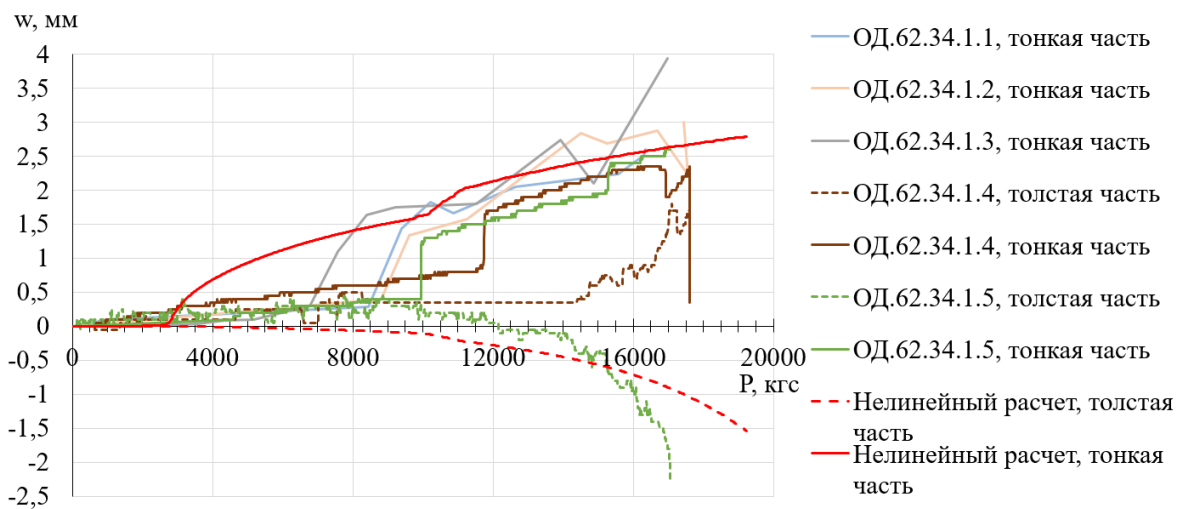


Рисунок 3.24 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.34.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

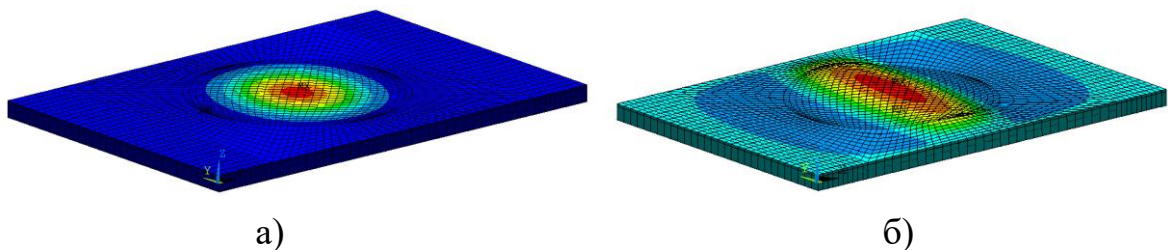


Рисунок 3.25 — Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.34.1: а) нагрузка локальной потери устойчивости, $P = 2836$ кгс; б) нагрузка $P = 18014$ кгс

И в испытаниях, и при конечно-элементном моделировании происходит локальная потеря устойчивости, которой на графике перемещений соответствует резкое увеличение перемещений из плоскости тонкой части пластины

У всех образцов явная локальная потеря устойчивости, т.е. резкий рост перемещений из плоскости тонкой части образца, произошла при нагрузке

большой, чем при моделировании. Однако дальнейшее поведение образца качественно соответствует модели. Исключение составляет толстая часть образца ОД.34.1.4, толстая часть которого начала постепенно изгибаться в сторону более тонкой части, а не в противоположную. Необходимо отметить, что при решении нелинейной задачи для образцов данного типа, не наблюдалось резкого падения нагрузки в результате потери устойчивости толстой части пластины, а ее прогиб плавно увеличивался вместе с ростом размера межслойного дефекта по мере роста нагрузки.

Для образцов данного типа представлено сравнение полей перемещений точек поверхности образцов из плоскости в зависимости от нагрузки, полученных в процессе испытаний с помощью видеоэкстензометра (п. 2.5), с результатами, полученными с помощью конечно-элементного моделирования (рисунок 3.26). Полученные результаты подтверждают описанное поведение пластин данного типа при сжатии.

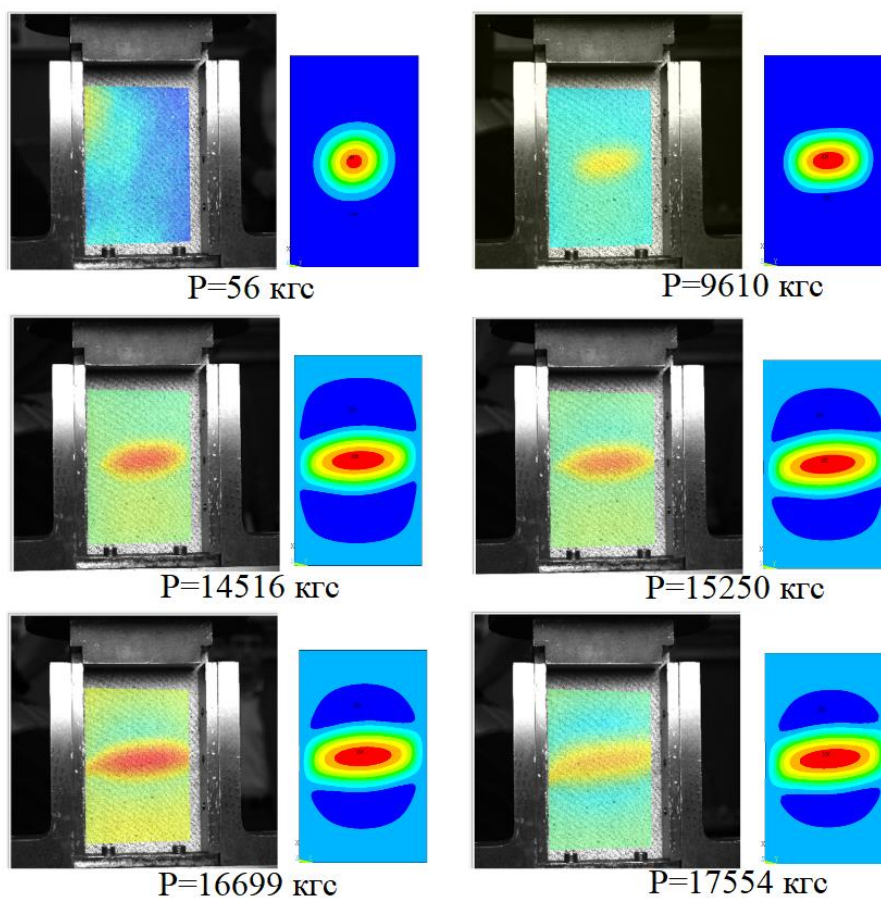


Рисунок 3.26 — Сравнение полей перемещений точек поверхности образца ОД62.34.1.2 из плоскости с полем перемещений из плоскости полученных с помощью КЭМ

Таким образом, характер поведения пластины, полученный с помощью КЭМ, качественно соответствует характеру поведения образцов данного типа в испытаниях.

Образец типа ОД.62.34.2. Зависимости перемещений центров образцов ОД.62.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.27. Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.34.2 представлены на рисунке 3.28.

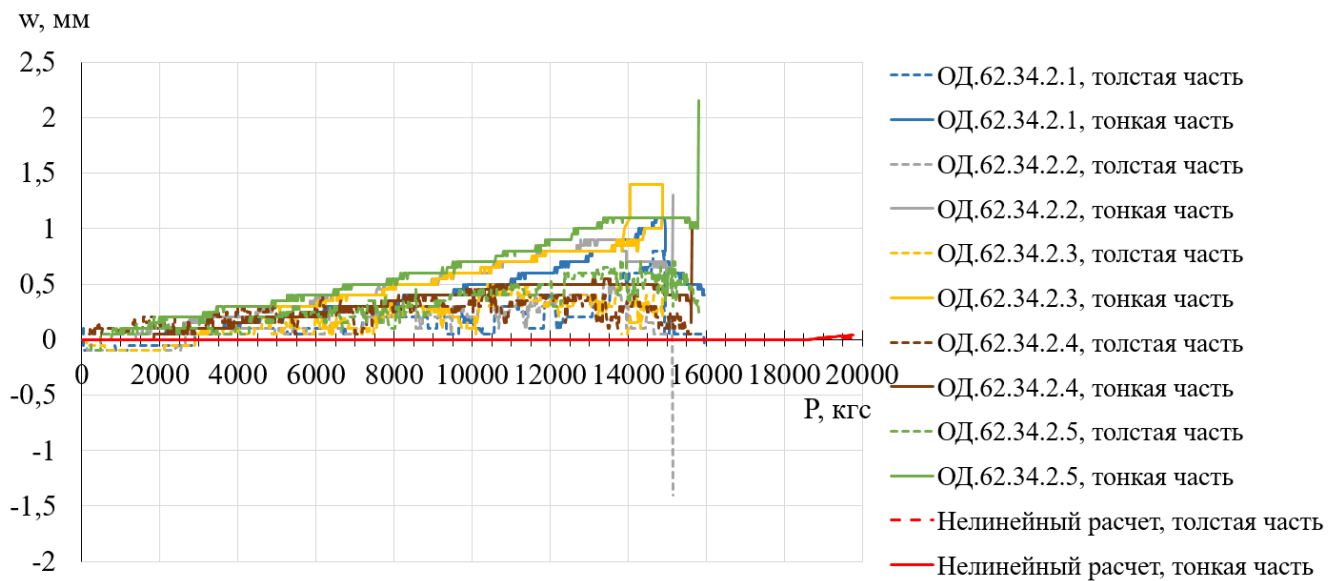


Рисунок 3.27 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.34.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

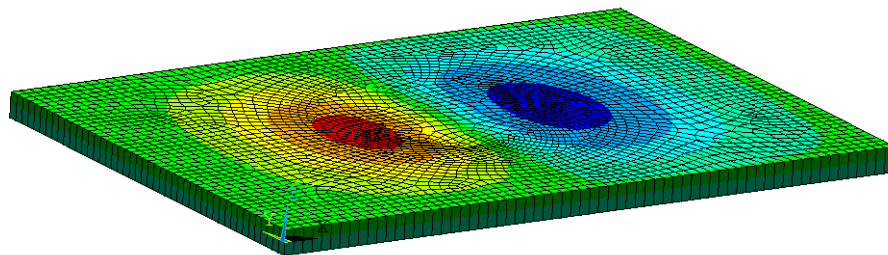


Рисунок 3.28 — Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.34.2 в закритическом состоянии, $P = 18660$ кгс

Непосредственно перед разрушением у всех образцов данного типа образцов наблюдались малые прогибы, соответствующие форме потери устойчивости с двумя полуволнами. Также, как и у образцов типа ОД.30.34.2 — практически у всех образцов наблюдается выход из плоскости нагружения и «раскрытие»

межслойного дефекта в большей (ОД.62.34.2.1, ОД.62.34.2.3, ОД.62.34.2.5) или меньшей (ОД.62.34.2.2, ОД.62.34.2.4), что не повлияло на их несущую способность.

При решении нелинейной задачи КЭМ пластины данного типа оставалась в плоскости нагружения, а при достижении нагрузки величиной 18600 кгс начинала изгибаться по форме потери устойчивости с двумя полуволнами. Это соответствует тому, что наблюдалось в испытаниях, однако необходимо отметить, что потеря устойчивости в испытаниях происходила при значительно меньшей нагрузке, чем при моделировании.

Таким образом, характер поведения пластины, полученный с помощью КЭМ, качественно соответствует характеру поведения образцов данного типа в испытаниях.

Образец типа ОД.30.20.1. Зависимости перемещений центров образцов ОД.30.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.29.

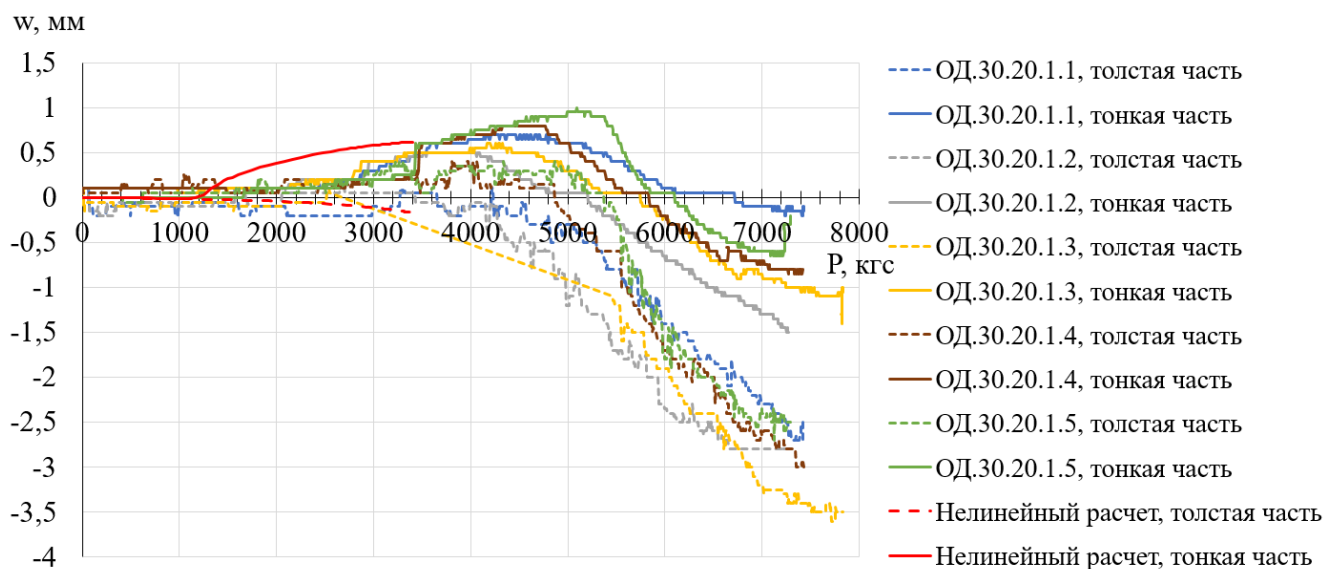


Рисунок 3.29 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

В испытаниях образцы данного типа локально теряли устойчивость в зоне дефекта, и далее с ростом нагрузки происходил плавный изгиб образцов до их последующего разрушения. При моделировании данного типа образцов локальная потеря устойчивости происходила при значительно меньшей нагрузке, чем в

испытаниях, что уже описывалось для образцов типа ОД.62.34.1; однако определить, будет ли характер закритического поведения КЭМ соответствовать поведению образцов в процессе испытаний не удалось, т.к. при нагрузке выше 3400 кгс, при решении данной нелинейной задачи возникли проблемы со сходимостью решения, которые не получилось решить, действуя в рамках используемой модели.

Образец типа ОД.30.20.2. Зависимости перемещений центров образцов ОД.30.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.30. Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.30.20.2 представлены на рисунке 3.31.

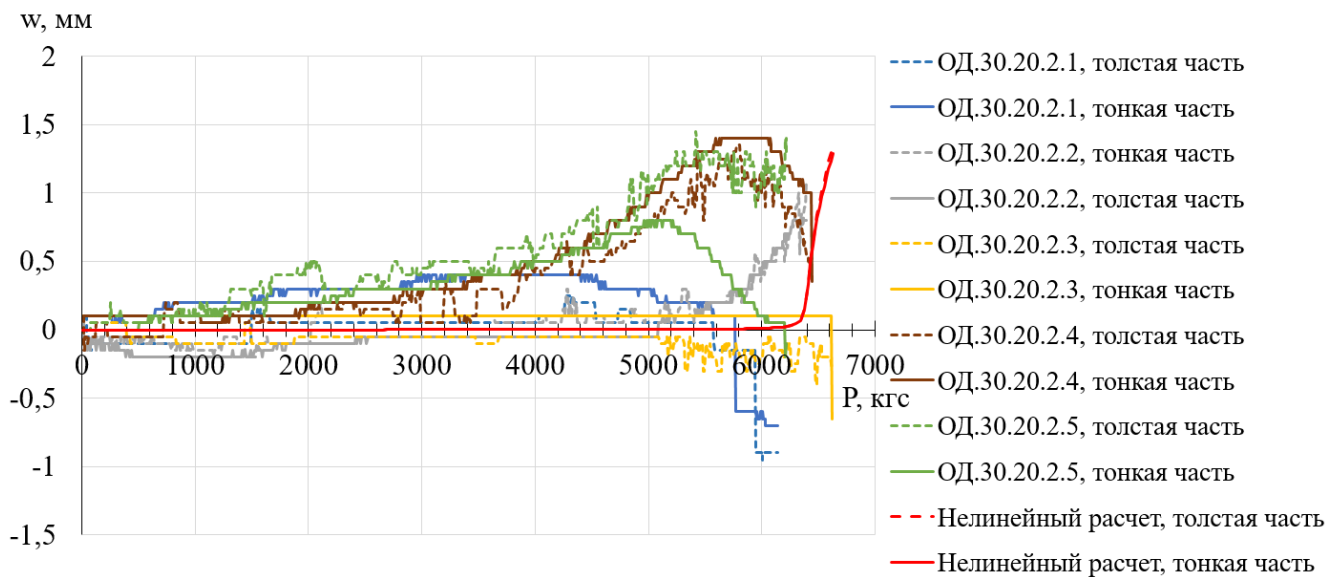


Рисунок 3.30 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.30.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

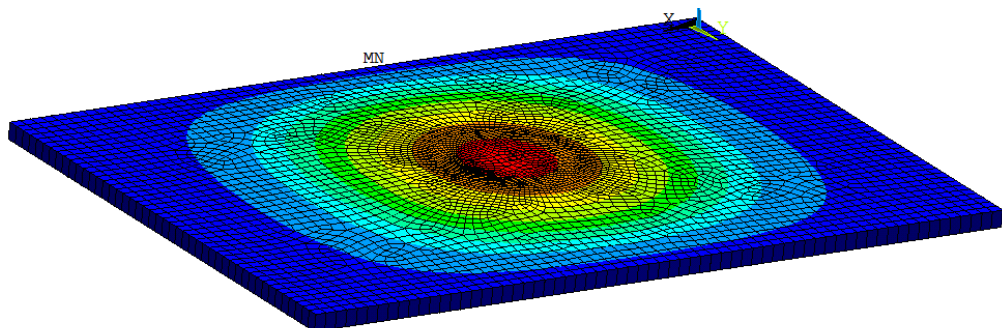


Рисунок 3.31 — Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.30.20.2 в закритическом состоянии, $P = 6700$ кгс

Поведение образцов данного типа в процессе испытаний схоже с образцами типа ОД.30.34.2: образцы ОД.30.20.2.4 и ОД.30.20.2.5 имеют значительный прогиб из плоскости нагружения, образцы ОД.30.20.2.1, ОД.30.20.2.2 и ОД.30.20.2.3 остаются в плоскости приложения нагрузки. У всех образцов можно наблюдать резкое увеличение прогибов из плоскости нагружения перед потерей несущей способности. Конечно-элементная модель при решении нелинейной задачи при достижении соответствующей нагрузки теряет устойчивость по форме потери устойчивости с одной полуволной. Следовательно, можно предположить, что у образцов данного тип разрушение происходит вследствие потери устойчивости, но при значительно меньшей нагрузке, чем при моделировании.

Образец типа ОД.62.20.1. Зависимости перемещений центров образцов ОД.62.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.32.

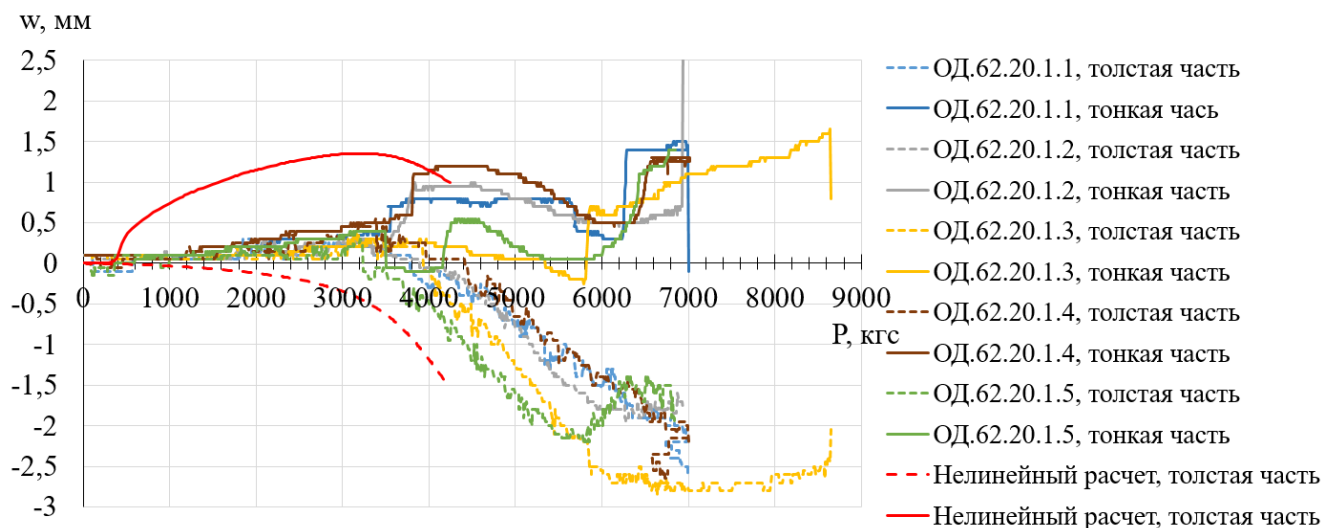


Рисунок 3.32 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.20.1 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

Результаты испытаний и моделирования полностью аналогичны образцам типа ОД.30.20.1.

Образец типа ОД.62.20.2. Зависимости перемещений центров образцов ОД.62.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании представлены на рисунке 3.33. Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.20.2 представлены на рисунке 3.34.

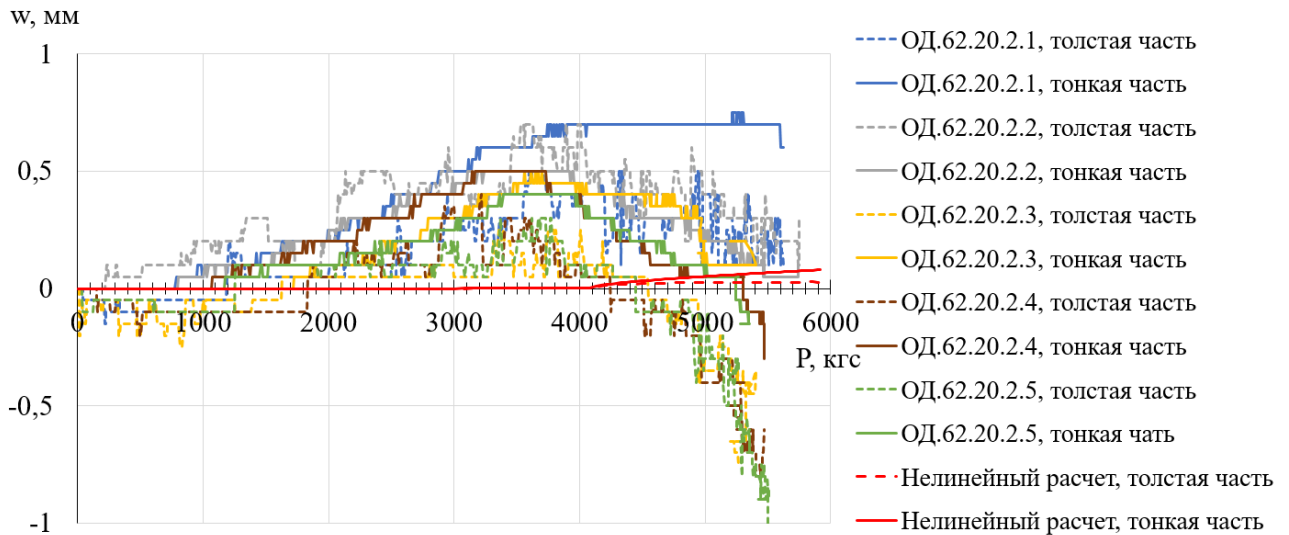


Рисунок 3.33 — Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов ОД.62.20.2 в зависимости от нагрузки, полученные в испытаниях и при моделировании

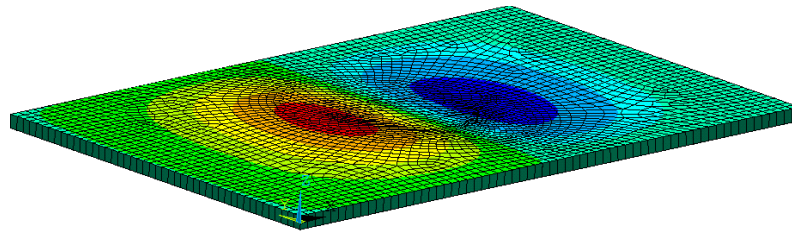


Рисунок 3.34 — Перемещения из плоскости КЭМ образца типа ОД.62.20.2 в закритическом состоянии, $P = 5500$ кгс

Все образцы данного типа в процессе нагружения имеют незначительный прогиб из плоскости приложения нагрузки, который меняет направление при достижении нагрузки ≈ 4000 кгс. Это соответствует тому, что начиная с нагрузки $\approx 3500 \dots 4000$ кгс в процессе испытаний визуально наблюдалось постепенное деформирование по форме потери устойчивости с двумя полуволнами.

При решении нелинейной задачи КЭМ пластины данного типа оставалась в плоскости нагружения, а при достижении нагрузки величиной 4000 кгс начинала изгибаться по форме потери устойчивости с двумя полуволнами.

Таким образом, характер поведения пластины, полученный с помощью КЭМ, качественно соответствует характеру поведения образцов данного типа в испытаниях.

Основываясь на информации, представленной выше, можно заключить, что поведение конечно-элементной модели с учетом потери устойчивости,

закритического поведения и распространения дефекта соответствует поведению образцов в процессе испытаний. Исключение составляют случаи, когда тонкая, отслоившаяся часть пластины, имеет достаточно маленькую толщину (3 слоя препрега, порядка 0,4 мм и менее). В таких случаях (см. рисунок 3.30, образцы типа ОД.30.20.1, и рисунок 3.33, образцы типа ОД.62.20.1) при решении нелинейной задачи возникают проблемы со сходимостью решения, которые в рамках используемой модели не позволяют достоверно смоделировать характер поведения образца.

Далее была проведена оценка того, насколько рассмотренная конечно-элементная модель позволяет определить разрушающую нагрузку пластин с межслойным дефектом. В качестве критерия оценки прочности были приняты:

- потеря устойчивости толстой части образца, после локальной потери устойчивости тонкой части образца выражающаяся в резком падении нагрузки, при решении нелинейной задачи (как в случае образцов типа ОД.30.34.1, рисунок 3.21);
- глобальная потеря устойчивости пластины как целого (ОД.30.20.2);
- критерий максимальной интенсивности деформаций ($\epsilon_{ib}=0,006$, см. п.1.2), для образцов всех остальных типов.

На рисунке 3.35 представлены примеры распределения интенсивности деформаций для конечно-элементных моделей образцов различных типов, при нагрузке, соответствующей разрушению по критерию максимальной интенсивности деформаций.

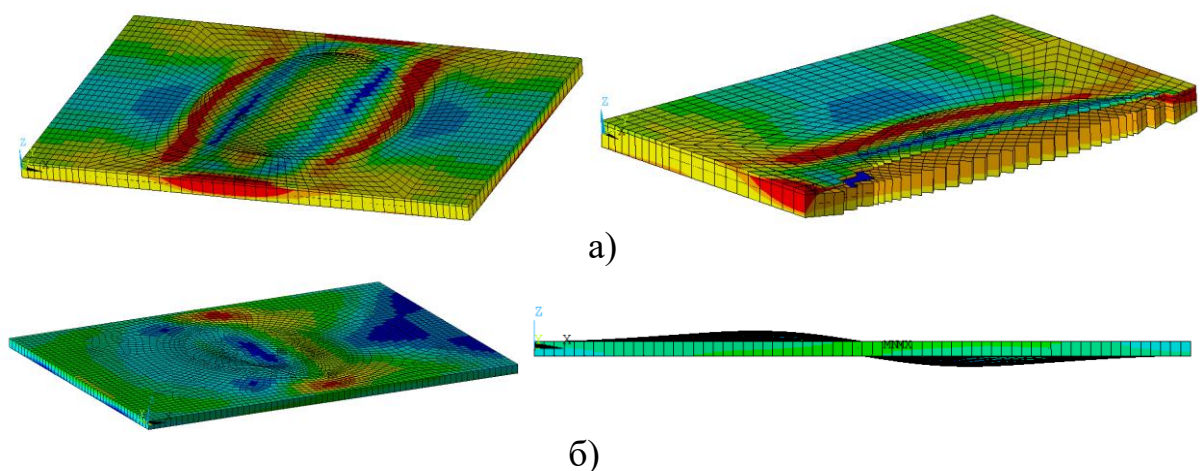


Рисунок 3.35 — Распределение интенсивности деформаций КЭМ:
а) образца типа ОД.62.34.1 в закритическом состоянии, $P = 19222$ кгс
б) образца типа ОД.62.20.2 в закритическом состоянии, $P = 5563$ кгс

В таблице 3.9 представлена разница между разрушающей нагрузкой образцов в виде пластины с круглым межслойным дефектом, полученной с помощью конечно-элементного моделирования и полученной из испытаний. Сравнение проводилось со средней нагрузкой разрушения для каждого типа образцов, полученной по результатам испытаний (см. таблица 2.10).

В случае образцов типа ОД30.34.2, вследствие преждевременного разрушения в торце в области оснастки и при наличии межслойного дефекта нет возможности оценить нагрузку разрушения образцов данного типа, соответственно, нет возможности оценить разницу между экспериментальными и расчетными величинами разрушающей нагрузки.

Для образцов типа ОД.30.20.1 и ОД.62.20.1, вследствие проблем со сходимостью в результате решения нелинейной статической задачи, отсутствуют достоверные расчетные разрушающие нагрузки, соответственно, разница между экспериментальными и расчетными величинами определения разрушающей нагрузки не представлена.

Таблица 3.9 — Разница определения разрушающей нагрузки с помощью конечно-элементного моделирования

Тип образца	S_n	A_n	Средняя разрушающая нагрузка в испытаниях, кгс	Расчетная разрушающая нагрузка, кгс	Разница между экспериментом и расчетом, %
ОИ.34	-	-	22356*	24662	10,13
ОД.30.34.1	0,061	0,15	17326	16815	2,95
ОД.30.34.2	0,061	0,50	-	24480	-
ОД.62.34.1	0,26	0,15	17236	19222	11,52
ОД.62.34.2	0,26	0,50	15481	18890	22,66
ОИ.20	-	-	7056	7930	12,39
ОД.30.20.1	0,061	0,15	7453	-	-
ОД.30.20.2	0,061	0,50	6366	6350	0,25
ОД.62.20.1	0,26	0,15	7291	-	-
ОД.62.20.2	0,26	0,50	5553	5563	0,18

* - с учетом корректировки разрушающей нагрузки согласно [135], см. п.2.5

Наибольшее различие при определении разрушающей нагрузки получено для образцов типа ОД.62.34.2 – 22,66 %. Однако, ранее было отмечено, что как в процессе испытаний для образцов данного типа непосредственно перед разрушением визуально наблюдалось постепенное деформирование по форме потери устойчивости с двумя полуволнами, так и в процессе моделирования критерий разрушения наблюдается непосредственно после потери устойчивости по форме с двумя полуволнами, в процессе закритического поведения. С учетом использования при моделировании фактических размеров образцов, а также с учетом того, что разница при определении разрушающей нагрузки остальных типов образцов значительно меньше, такая значительная разница в нагрузке потери устойчивости и дальнейшего разрушения (22,66%) может быть связана с непостоянством механических характеристик изготавливаемых образцов.

Для всех остальных типов образцов разница между экспериментальными и расчетными величинами разрушающей нагрузки не превышает 12%.

3.8 Построение дискретных моделей двойной консольной балки методом *SBFEM* и МКЭ и их верификация

Для сопоставления подходов и методов моделирования (*SBFEM* и МКЭ) при решении задач о расслоении в композитах, реализованы две расчетные модели двойной консольной балки, описанной ранее в п. 2.4. Задача решалась в двумерной постановке.

Конечно-элементная модель ДКБ с приложенными граничными условиями, построенная в среде *ANSYS*, представлена на рисунке 3.36. Так как задача моделировалась в двумерной постановке, в *ANSYS* использовались плоские конечные элементы *PLANE182*. Размер конечного элемента при моделировании задавался равным 1 мм. Число степеней свободы конечно-элементной модели, построенной в *ANSYS*, составило $N_{ANSYS} = 1399$.

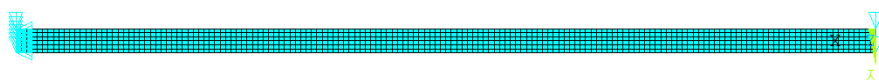


Рисунок 3.36 — Двумерная КЭМ двухконсольной балки в среде *ANSYS*

Программа, реализующая решение поставленной задачи методом *SBFEM* была разработана среде *Matlab*. При моделировании методом *SBFEM* размер *S*-элемента составлял 2 мм. Число степеней свободы дискретной модели двойной консольной балки для решения задачи методом *SBFEM* составило $N_{SBFEM} = 806$. Каждый плоский элемент имел по два одномерных элемента на каждой грани (рисунок 3.37). В качестве конечных элементов на границах *S*-элементов использовались стандартные одномерные конечные элементы, функции формы которых в локальных координатах имеют вид [100]:

$$[N(\eta)] = \left[\frac{1}{2}(1 - \eta) \quad \frac{1}{2}(1 + \eta) \right]. \quad (3.3)$$

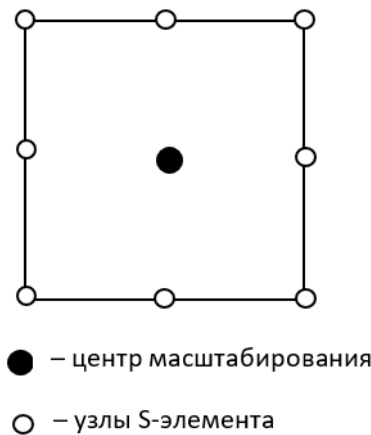


Рисунок 3.37 — Вид *S*-элемента для моделирования образца ДКБ

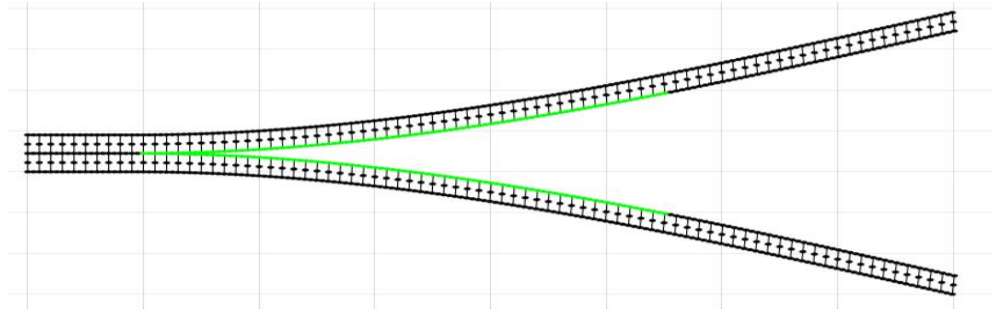
Для моделирования процесса расслоения консольной балки в среде *Matlab* автором был реализован метод *VCCT*, при этом в качестве величины вязкости разрушения для критерия разрушения использовалась величина $G_{IC}^{prop} = 0,065$ (п. 2.1).

При конечно-элементном моделировании в программном комплексе *Ansys* также бы для моделирования процесса расслоения также был использован метод *VCCT* с вязкостью разрушения $G_{IC}^{prop} = 0,065$.

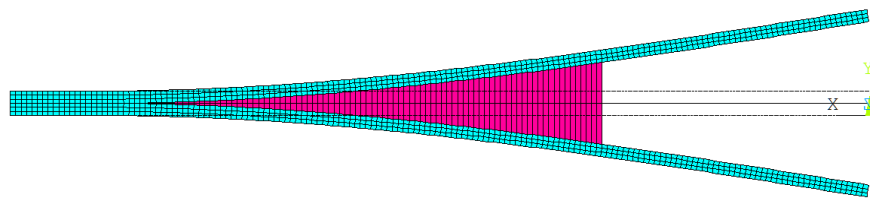
На рисунке 3.38а приведено деформированное состояние ДКБ, полученное численным расчетом методом *SBFEM*. Зеленым цветом выделена область расслоения. Деформированное состояние ДКБ, полученное с помощью конечно-элементного моделирования представлено на рисунке 3.38б, розовым цветом

показана область, в которой произошло расслоение. Необходимо отметить хорошее соответствие получившихся результатов.

На рисунке 3.39 представлены графики зависимости нагрузки P от перемещений U для образцов ДКБ, полученные в результате испытаний (см. п.2.1), а также аналогичные графики, полученные с помощью КЭМ, и с помощью *SBFEM*.



а)



б)

Рисунок 3.38 — Деформированное состояние ДКБ: а) КЭМ в среде ANSYS;

б) модель *SBFEM*

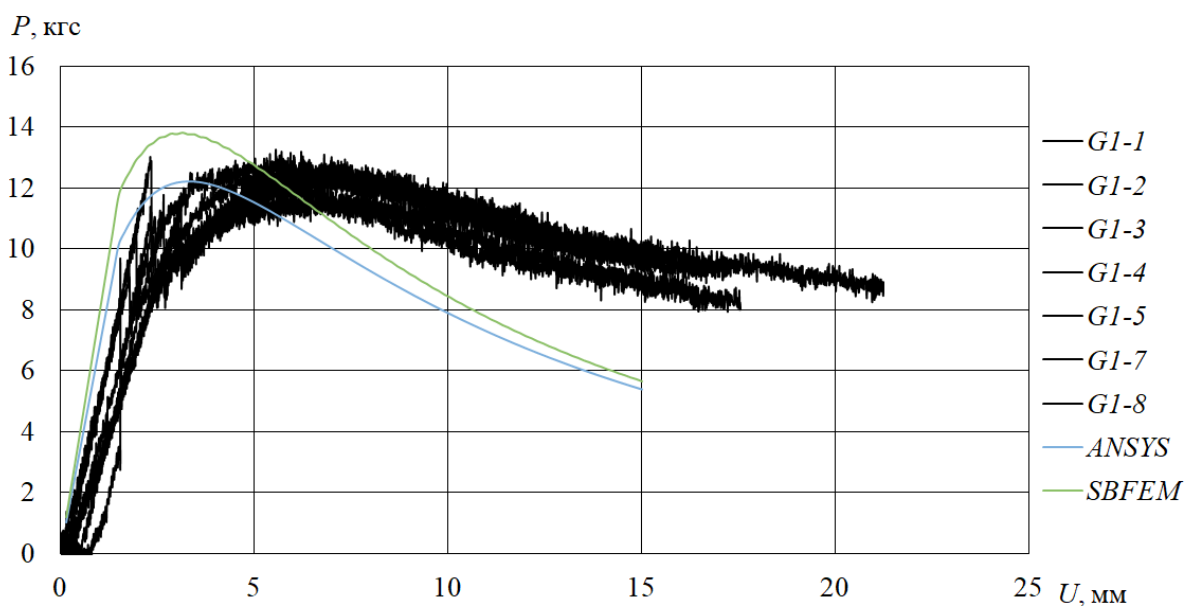


Рисунок 2.39 — Графики зависимости нагрузки P от перемещений U для двойной консольной балки

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- Метод *SBFEM* (масштабированного граничного конечного элемента) позволяет эффективно решать задачи моделирования процесса расслоения двухконсольной балки при существенно меньшем числе степеней свободы по сравнению с классическим методом конечных элементов (МКЭ), сохраняя при этом сопоставимую точность расчётов. Следовательно, применение *SBFEM* для задач распространения расслоений более вычислительно эффективно по времени расчёта, чем стандартный МКЭ, особенно при моделировании тонких дефектов и межслойных трещин.

- В трёхмерной постановке разница в числе степеней свободы при использовании МКЭ и *SBFEM* только возрастает, что делает *SBFEM* особенно перспективным для решения трёхмерных задач механики разрушения, включая распространение трещин и расслоений в слоистых композитах.

Таким образом, *SBFEM* можно рассматривать как перспективный метод решения задач механики, позволяющий существенно сократить время расчётов за счёт использования более компактных численных моделей без заметной потери точности. Следует отметить, что метод *SBFEM* не реализован в используемых конечно-элементных программных комплексах (*ANSYS*, *Femap* и т.д.), следовательно, необходима его программная реализация.

Выводы по главе 3

1. На командном языке *ANSYS APDL* разработаны конечно-элементные модели полосы из многослойного композиционного материала со сквозным непроклеем с помощью оболочечных (КЭ *SHELL181*) либо трехмерных конечных элементов (КЭ *SOLID185*), с заданием обобщенных ортотропных характеристик композитного пакета или характеристик монослоя и укладки напрямую.

При сравнении с результатами испытаний на сжатие относительно толстых полос со сквозным непроклеем, наибольшую точность при определении критической нагрузки локальной потери устойчивости показали модели, выполненные с помощью трехмерных конечных элементов (*SOLID185*).

При сравнении с результатами испытаний на сжатие тонких пластин, наибольшую точность при определении критической нагрузки получены при послойном моделировании композитного пакета с помощью трехмерных конечных элементов. Далее в работе для подобных пластин с межслойными дефектами будут решаться нелинейные задачи деформирования с учетом закритического поведения и роста дефекта, поэтому целесообразно использовать двумерные конечные элементы *SHELL181*. Показано, что использование двумерных конечных элементов с заданием им сечений с соответствующей укладкой значительно уменьшит время расчета задачи, при сохранении приемлемой точности решения.

Проведено исследование сходимости критической нагрузки в зависимости от размера конечного элемента *SHELL181*, на примере укладки образца типа *B1*. Определено, что для дальнейших расчетов достаточно будет использовать модель с размером конечного элемента не менее 0,012 относительно длины образца, так как при дальнейшем уменьшении размера элемента расчетная критическая нагрузка меняется не существенно (менее 0,03%).

2. Корректность методов *VCCT* и *CZM* рассматривалась при моделировании процесса расслоения образцов двойной консольной балки. Конечно-элементная модель реализована в программном комплексе *ANSYS*, использовался объемный 8-узловой конечный элемент *SOLID185*. Перемещения прикладывались в противоположные стороны к краям балки с левого торца, где располагалось предварительное расслоение, жёсткая заделка реализовывалась с противоположного торца балки. Определено, что методы *VCCT* и *CZM* достаточно точно моделируют процесс расслоения при испытаниях двойной консольной балки. Для обоих методов более точные результаты получаются при использовании вязкости разрушения распространения G_{IC}^{prop} . Наиболее близкой к кривым, полученным по результатам испытаний, получена кривая зависимости нагрузки от перемещений при использовании метода *VCCT* и вязкости разрушения распространения G_{IC}^{prop} . Результаты опубликованы в работе [128, 141].

3. Проведено сравнение результатов испытаний полосы с дефектом в виде сквозного непрочлея на сжатие с результатами моделирования подобных

испытаний с учетом локальной потери устойчивости, дальнейшего закритического поведения и роста дефекта. В конечно-элементном расчете рост расслоения начинался не с момента потери устойчивости, как это было в испытаниях, а при большей нагрузке, что объясняется спецификой проводимого нелинейного статического расчета. Нагрузки начала роста расслоения, полученные при $G_{IC} = G_{IC}^{ini}$ ближе к значениям, полученным в ходе испытаний, и для метода *VCCT*, и для метода *CZM*. При моделировании процесса расслоения методом *VCCT* характер приращения площади дефекта ближе к полученному в ходе испытаний, чем при моделировании расслоения методом *CZM*. Результаты опубликованы в работе [129, 141–143].

4. Проведено сравнение результатов моделирования пластины с дефектом в виде круглого непрочлея на сжатие с учетом локальной потери устойчивости, дальнейшего закритического поведения и роста дефекта с результатами испытаний подобных образцов. Проведено сравнение значений перемещений из плоскости центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов в зависимости от приложенной нагрузки, полученных по результатам испытаний, и аналогичных графиков, полученных по результатам моделирования. Результаты моделирования согласуются с результатами испытаний. Проведено сравнение зон роста расслоения, полученных по результатам испытаний и по результатам моделирования. Наблюдается качественное соответствие результатов конечно-элементного моделирования экспериментальным данным. Результаты опубликованы в работе [129, 144–146].

5. Проведено сопоставление данных о перемещении из плоскости образцов в виде пластины с круглым межслойным дефектом под действием сжимающей нагрузки, полученных в процессе испытаний с аналогичными данными, полученными путем конечно-элементного моделирования таких испытаний. Установлено, что поведение конечно-элементной модели с учетом потери устойчивости, закритического поведения и распространения дефекта соответствует поведению образцов в процессе испытаний. Проведена оценка того, насколько данная конечно-элементная модель позволяет определить

разрушающую нагрузку пластин с межслойным дефектом. Рассматривалось три механизма разрушения:

- потеря устойчивости толстой части образца, после локальной потери устойчивости тонкой части образца выражающаяся в резком падении нагрузки, при решении нелинейной задачи (как в случае образцов типа ОД.30.34.1, см. рисунок 3.21);
- глобальная потеря устойчивости пластины как целого (ОД.30.20.2);
- критерий максимальной интенсивности деформаций.

Наибольшее отличие при определении разрушающей нагрузки получено для образцов типа ОД.62.34.2 – 22,66 %. Что может быть связано с непостоянством механических характеристик изготавливаемых образцов. Для всех остальных типов образцов разница между экспериментальными и расчетными величинами разрушающей нагрузки не превышает 12%. Таки образом, была проведена валидация конечно-элементной модели композитной пластины с межслойным дефектом круглой формы, учитывающая её закритическое поведение и распространение дефекта под действием сжимающей нагрузки.

6. Проведена реализация решения задачи моделирования процесса расслоения двойной консольной балки методом *SBFEM* в двумерной постановке. Данный метод позволяет решать подобную задачу с сопоставимой точностью МКЭ, однако со значительно меньшим числом степеней свободы. Показано, что при решении подобных задач в трехмерной постановке, разница между количеством степеней свободы при моделировании с помощью метода конечных элементов и метода *SBFEM* увеличивается. Поэтому, *SBFEM* является перспективным методом решения задач механики и, в частности, задач распространения трещин и расслоений [147–150].

4 ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕЖСЛОЙНОГО ДЕФЕКТА НА КРИТИЧЕСКУЮ НАГРУЗКУ И НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ КОМПОЗИТНОЙ ПЛАСТИНЫ

4.1 Экспериментальная оценка влияния межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины

В таблице 4.1 представлены экспериментальные результаты влияния межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины с дефектом.

Таблица 4.1 — Экспериментальные результаты влияния межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины с дефектом

Тип образца	S_n	A_n	Средняя разрушающая нагрузка в испытаниях, кгс	Несущая способность относительно пластины без дефекта, %
ОИ34	-	-	22356*	-
ОД.30.34.1	0,061	0,15	17326	78
ОД.30.34.2	0,061	0,5	-	-
ОД.62.34.1	0,26	0,15	17236	77
ОД.62.34.2	0,26	0,5	15481	69
ОИ20	-	-	7056	-
ОД.30.20.1	0,061	0,15	7453	97
ОД.30.20.2	0,061	0,5	6366	81
ОД.62.20.1	0,25	0,15	7291	99
ОД.62.20.2	0,25	0,5	5553	74

* - с учетом корректировки разрушающей нагрузки согласно [135], см. п.2.5

Из представленных в таблице 4.1 результатов можно сделать следующие выводы:

1. Дефекты, расположенные близко к поверхности образца ($A_n = 0,15$), сильнее влияют на несущую способность пластины из 34 слоев препрега (образцы типа ОД.30.34.1, ОД.62.34.1) - снижают ее до $\approx 77-78\%$ несущей способности, чем на несущую способность пластины из 20 слоев препрега образцы типа ОД.30.20.1, ОД.362.20.1) - снижают ее до $\approx 97-99\%$ несущей способности. Такие результаты могут быть связаны с тем, что образцы из 20 слоев препрега за счет меньшей толщины могут испытывать большие прогибы, не разрушаясь.

2. Несущая способность образцов с дефектом, расположенным близко у поверхности образца ($A_n = 0,15$, образцы типа ОД.30.34.1, ОД.62.34.1, ОД.30.20.1, ОД.62.20.1) зависит от геометрических размеров дефекта незначительно. Можно

сделать вывод о том, что, если дефект находится неглубоко внутри пластины, прочность обеспечивается основной, более толстой частью образца.

3. Влияние межслойного дефекта, расположенного посередине толщины композитного пакета ($A_n = 0,5$) на несущую способность пластин одинаковой толщины (20 слоев) зависит от геометрических размеров дефекта:

- образцы типа ОД.30.20.2, $S_n = 0,061$, снижение несущей способности до $\approx 81\%$;
- образцы типа ОД.62.20.2, $S_n = 0,26$, снижение несущей способности до $\approx 74\%$.

4. Для пластины из 20 слоев влияние межслойного дефекта на несущую способность пластины увеличивается в зависимости от относительной глубины расположения:

- дефект относительной площади $S_n = 0,061$ снижает несущую способность до 97% при $A_n = 0,15$ и до 81% при $A_n = 0,5$;
- дефект относительной площади $S_n = 0,26$ снижает несущую способность до 99% при $A_n = 0,15$ и до 74% при $A_n = 0,5$.

Графически описанные экспериментальные данные представлены в приложении «Г».

4.2 Численные параметрические исследования влияния межслойного дефекта на критическую нагрузку и несущую способность композитной пластины

С помощью валидированной конечно-элементной модели (см. п. 3.7) были проведены численные параметрические исследования, для оценки влияния геометрических размеров и расположения по толщине пакета межслойного дефекта на критическую нагрузку и несущую способность композитной пластины.

В рамках параметрических исследований были рассмотрены композитные пластины с различным количеством монослоев, с близким процентным соотношением слоев с направлениями 0° , $\pm 45^\circ$ и 90° (таблица 4.2). Соответственно, эти пластины также будут иметь близкие мембранные механические

характеристики, однако их изгибные характеристики будут отличаться в зависимости от толщины. При моделировании использовались механические характеристики препрега *АСМ-102С 130UD* (см. таблица 3.7). Необходимо отметить, что для пластин с количеством монослоев 34 и 20 взяты укладки аналогичные тем, что были использованы для образцов в испытаниях, описанных в п.2.5. Также необходимо отметить, что, в отличие от решения задачи валидации, когда при моделировании использовались фактическая толщина монослоя для каждого типа образцов (см. п.3.7), в данных параметрических исследованиях использовалась паспортная толщина препрега.

Таблица 4.2 — Композитные пластины, рассмотренные в параметрических исследованиях

Кол-во слоев, шт.	Укладка	Процентное соотношение слоев с направлением $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$
34	[+45,-45,0,90,0,0,+45,-45,0,0,90,0,0,+45,-45,0,0]s	53/35/12
30	[45,-45,0,0,45,-45,0,0,90,0,0,45,-45,0,0]s	53/40/7
26	[45,-45,0,90,0,0,45,-45,0,0,90,0,0]s	54/31/15
20	[+45,-45,0,90,0,90,0,+45,-45,0,]s	40/40/20
16	[0,90,45,0,-45,0,90,0]s	50/25/25

Для пластины каждой толщины были рассмотрены варианты межслойного дефекта со следующими параметрами:

- $S_n = 0,061, 0,162, 0,5,$
- $A_n \approx 0,15, 0,35, 0,5,$

где $S_n = S_d/S$ относительная площадь дефекта, S_d – площадь дефекта, S – площадь образца; $A_n = n/N$, относительная глубина расположения дефекта, n – количество слоев от поверхности до расположения дефекта, N – количество слоев в композитном пакете (см. п.1.1).

Для всех пластин фиксировались следующие результаты.

Нагрузка потери устойчивости (критическая нагрузка), полученная по результатам решения задачи устойчивости $P_{кр}^{лин}$ и полученная по результатам решения нелинейной статической задачи $P_{кр}^{нелин}$.

Форма потери устойчивости. В зависимости от геометрических параметров межслойного дефекта S_n и A_n может возникнуть три типа первой формы потери устойчивости: [78,130,151,152]:

- локальная форма потери устойчивости в области дефекта,
- глобальная форма потери устойчивости пластины как целого,
- смешанная форма потери устойчивости;

примеры соответствующих форм потери устойчивости представлены на рисунке 4.1, для наглядности показано сечение КЭМ пластины по поперечной плоскости симметрии.

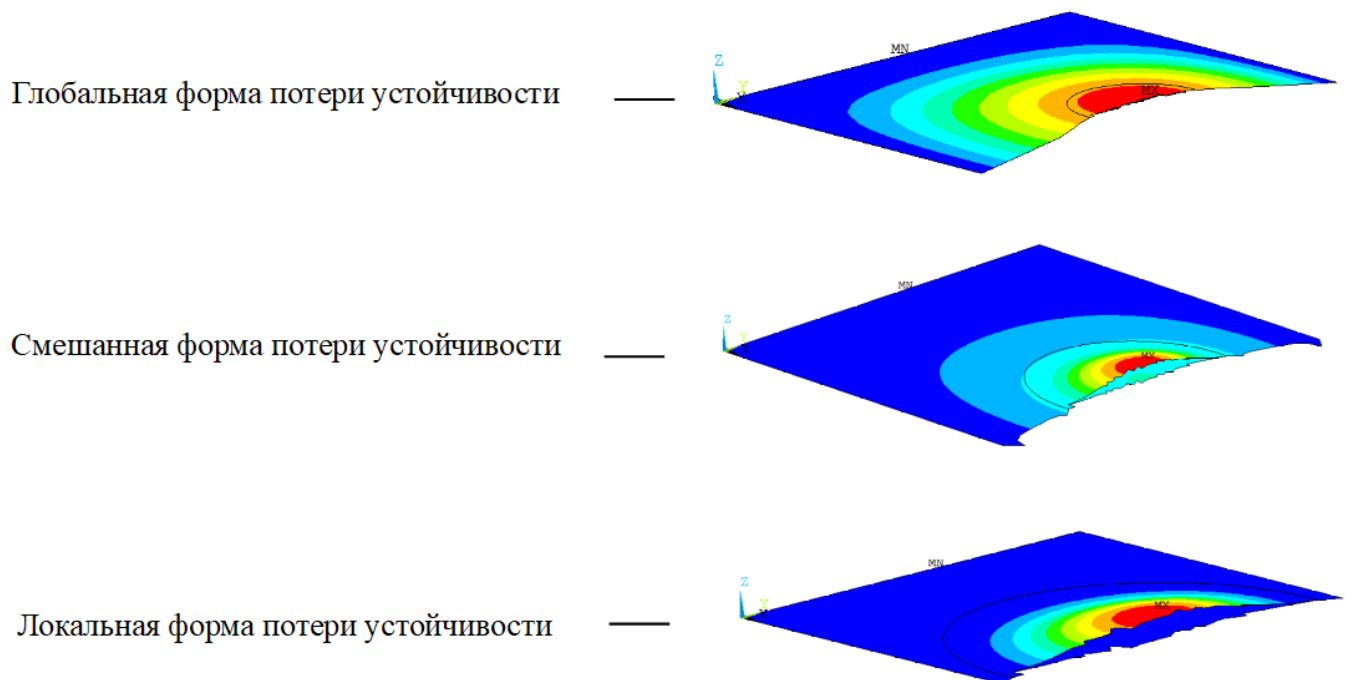


Рисунок 4.1 — Типы форм потери устойчивости пластины с непроклеем круглой формы

Разрушающая нагрузка (несущая способность) P_f . Для определения разрушающей нагрузки использовались критерии, наблюдаемые при валидации конечно-элементной модели (см.п.3.7):

- потеря устойчивости толстой части образца, после локальной потери устойчивости тонкой части образца выражающаяся в резком падении нагрузки;
- глобальная потеря устойчивости пластины;
- критерий максимальной интенсивности деформаций ($\varepsilon_i=0,006$, п.1.2).

Результаты параметрического исследования представлены в таблице 4.3

Таблица 4.3 — Результаты параметрического исследования композитной пластины с межслойным дефектом

Кол-во слоев, шт.	Sn	Ап	$P_{кр\text{ лин}}$, кгс	$P_{кр\text{ нелин}}$, кгс	Форма потери устойчивости	P_f , кгс
34	-	-	26000	26000	Глобальная	24662
	0,061	0,15	13964	8200	Локальная	16815
	0,162	0,15	5314	3700	Локальная	14800
	0,262	0,15	3183	2600	Локальная	19222
	0,061	0,32	26000	25550	Глобальная	24485
	0,162	0,32	21962	20000	Смешанная	23187
	0,262	0,32	13377	5000	Локальная	12800
	0,061	0,50	26000	25700	Глобальная	24480
	0,162	0,50	22785	22500	Глобальная (2 полуволны)	22687
	0,262	0,50	18827	18800	Глобальная (2 полуволны)	18990
30	-	-	17530	17500	Глобальная	18022
	0,061	0,16	9195	4300	Локальная	12500
	0,162	0,16	3608	2400	Локальная	10600
	0,262	0,16	2206	1000	Локальная	12980
	0,061	0,33	17446	17400	Глобальная	17400
	0,162	0,33	13729	13000	Смешанная	16380
	0,262	0,33	8248	4700	Локальная	10430
	0,061	0,50	17468	17000	Глобальная	17000
	0,162	0,50	15112	15000	Глобальная (2 полуволны)	15266
	0,262	0,50	12417	12200	Глобальная (2 полуволны)	12905
26	-	-	11481	11400	Глобальная	13153
	0,061	0,15	6707	3900	Локальная	9800
	0,162	0,15	2469	1800	Локальная	9500
	0,262	0,15	1458	1100	Локальная	9100
	0,061	0,35	11419	11300	Глобальная	11250
	0,162	0,35	9373	9100	Смешанная	11547
	0,262	0,35	6244	3750	Локальная	7600
	0,061	0,50	11430	11300	Глобальная	11250
	0,162	0,50	9616	9550	Глобальная (2 полуволны)	9691
	0,262	0,50	7881	7850	Глобальная (2 полуволны)	8158

Продолжение таблицы 4.3

20	-	-	5329	5300	Глобальная	7683
	0,061	0,15	-	-	-	-
	0,162	0,15	-	-	-	-
	0,262	0,15	-	-	-	-
	0,061	0,35	5297	5200	Глобальная	5200
	0,162	0,35	4197	4100	Смешанная	6303
	0,262	0,35	2510	1400	Локальная	3763
	0,061	0,50	6403	6350	Глобальная	6350
	0,162	0,50	4397	4350	Глобальная (2 полуволны)	5654
	0,262	0,50	4098	4000	Глобальная (2 полуволны)	5563
16	-	-	2637	2580	Глобальная	8200
	0,061	0,13	-	-	-	-
	0,162	0,13	-	-	-	-
	0,262	0,13	-	-	-	-
	0,061	0,31	2616	2580	Глобальная	2500
	0,162	0,31	1866	800	Локальная	3900
	0,262	0,31	1132	500	Локальная	2200
	0,061	0,50	2625	2580	Глобальная	2625
	0,162	0,50	2273	2250	Глобальная (2 полув.)	4304
	0,262	0,50	1845	1800	Глобальная (2 полув.)	4071

В таблице 4.3 отсутствуют результаты для пластин 20 и 16 слоев, когда $Al = 0,15$, т.е. дефект находится очень близко к поверхности образца тонкой пластины, так как при валидации модели по результатам испытаний образцов с аналогичными параметрами дефекта (см. п.3.7, образцы типа ОД.30.20.1 и ОД.62.20.1) возникли проблемы со сходимостью решения, которые в рамках используемой модели не позволяют достоверно смоделировать характер поведения образца такой конфигурации.

Ниже представлен анализ полученных результатов. Необходимо отметить, что согласно (п.1.1) рост межслойного дефекта имел место только в случае локальной формы потери устойчивости, возникающей в зоне межслойного дефекта. Во всех случаях смешанной формы потери устойчивости, закритическое поведение пластин представляет собой некоторый промежуточный вариант между типом *B* и типом *C*, описанных в [37]: и тонкая и толстая части пластины изгибаются в одном направлении, расстояние между поверхностями в месте

расслоения увеличивается с ростом нагрузки незначительно, рост дефекта не наблюдается; определить точную величину нагрузки потери устойчивости затруднительно, так как прогибы пластины из плоскости приложения нагрузки происходят плавно, поэтому за критическую нагрузку $P_{кр}^{нелин}$ принималась нагрузка, которой соответствует возникновения явной нелинейности в поведении пластины.

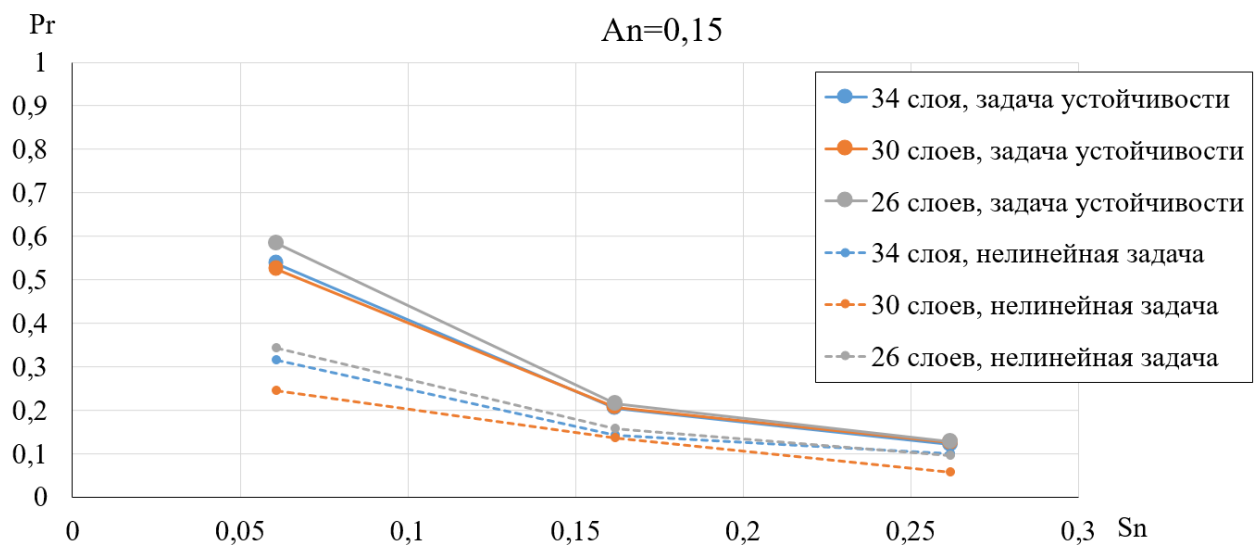
Влияние межслойного дефекта на критическую нагрузку композитной пластины.

Далее будут представлены графики, показывающие влияние геометрических параметров межслойного дефекта на критическую нагрузку, полученную по результату решения задачи устойчивости ($P_{кр}^{лин}$) и по результатам решения нелинейной статической задачи ($P_{кр}^{нелин}$). По вертикальной оси представлено отношение критической нагрузки пластины с дефектом к критической нагрузке соответствующей пластины без дефекта P_r — *относительная критическая нагрузка*. По горизонтальной оси представлена относительная площадь межслойного дефекта S_n . Каждая кривая на графике, представленная сплошной линией, соответствует отношению $P_{кр}^{лин}$ пластины с дефектом к $P_{кр}^{лин}$ пластины без дефекта; каждая кривая на графике, представленная пунктирной линией, соответствует отношению $P_{кр}^{нелин}$ пластины с дефектом к $P_{кр}^{нелин}$ пластины без дефекта. Цвета кривых на графике соответствуют пластинам, состоящих из различного количества слоев. Каждый рисунок соответствует своей величине относительной глубины расположения дефекта A_n .

На рисунке 4.2 представлены зависимости относительной критической нагрузки P_r пластин различной толщины с дефектом с относительной глубиной расположения $A_n = 0,15$ от относительной площади межслойного дефекта S_n . Из представленных результатов можно сделать следующие выводы:

- межслойный дефект, находящийся достаточно близко к поверхности, значительно снижает критическую нагрузку пластины (от 60% до 10% от критической нагрузки целой пластины), так как происходит локальная потеря устойчивости в области дефекта;

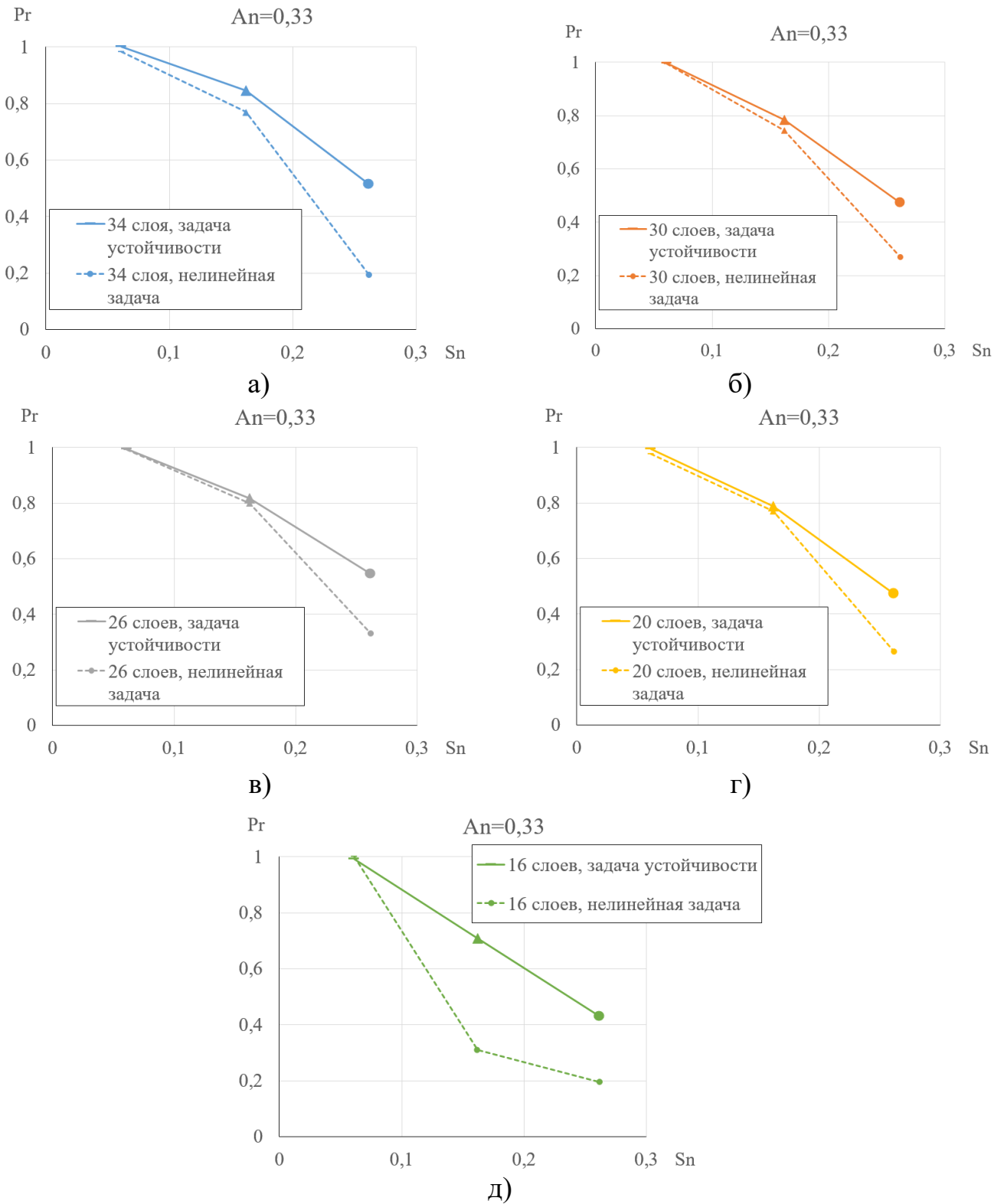
- влияние межслойного дефекта с относительной глубиной расположения $An = 0,15$ на критическую нагрузку значительно увеличивается с ростом площади межслойного дефекта;
- влияние межслойного дефекта с относительной глубиной расположения $An = 0,15$ на критическую нагрузку практически не зависит от толщины (количества слоев) композитной пластины;
- разница между критической нагрузкой, полученной по результатам решения задачи устойчивости и по результатам решения нелинейной статической задачи в случае локальной потери устойчивости, когда дефект расположен близко к поверхности, значительна (до 25%) в случае малой относительной площади дефекта ($Sn = 0,061$), но постепенно становится незначительной при увеличении относительной площади дефекта.



● – локальная форма потери устойчивости

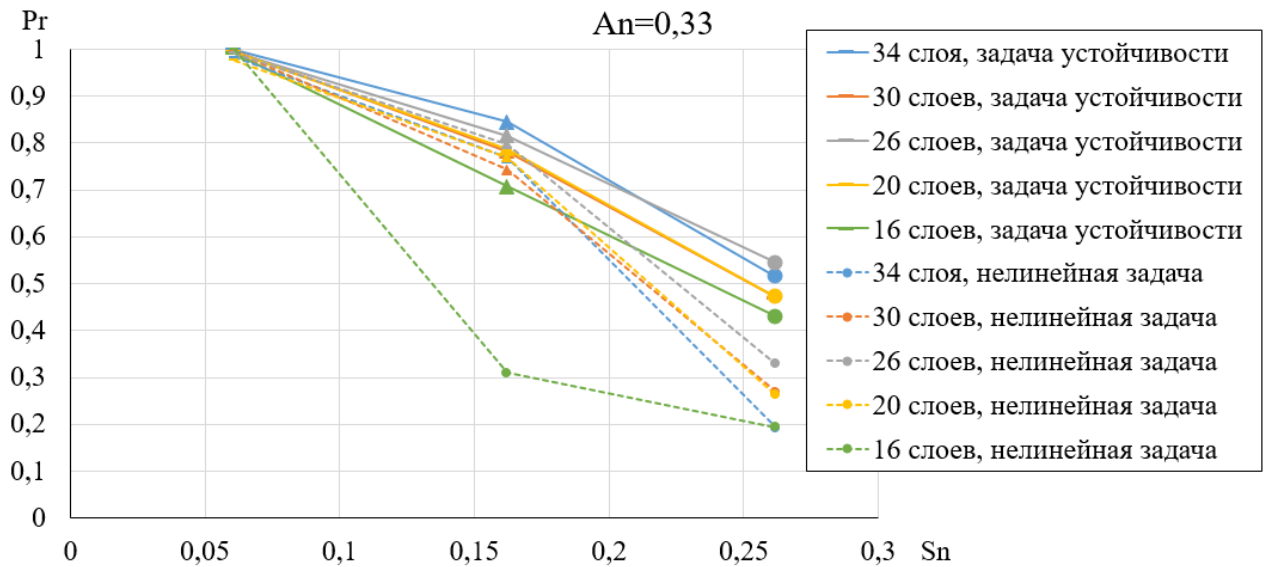
Рисунок 4.2 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $An = 0,15$ на критическую нагрузку в зависимости от относительной площади Sn

На рисунках 4.3а–4.3д представлены зависимости относительной критической нагрузки Pr пластин с дефектом с относительной глубиной расположения $An = 0$ от относительной площади межслойного дефекта Sn для пластины соответствующей толщины. На рисунке 4.4 представлены зависимости для всех толщин.



- – локальная форма потери устойчивости
- ▲ – смешанная форма потери устойчивости
- – глобальная форма потери устойчивости

Рисунок 4.3 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $An = 0,33$ на критическую нагрузку в зависимости от относительной площади Sn для пластин различной толщины



- – локальная форма потери устойчивости
- ▲ – смешанная форма потери устойчивости
- – глобальная форма потери устойчивости

Рисунок 4.4 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $An = 0,33$ на критическую нагрузку в зависимости от относительной площади Sn

Из представленных результатов можно сделать следующие выводы:

- снижение критической нагрузки пластины и соответствующая форма потери устойчивости, вызванные межслойным дефектом, расположенным примерно на одной трети толщины от поверхности образца, сильно зависят от площади дефекта;
- в случае малой относительной площади дефекта ($Sn = 0,061$) форма потери устойчивости – глобальная и межслойный дефект не оказывает влияние на критическую нагрузку пластины; при увеличении относительной площади межслойного дефекта форма потери устойчивости сначала становится смешанной ($Sn = 0,162$), а затем локальной ($Sn = 0,262$), при этом относительная критическая нагрузка Pr значительно уменьшается – до 20% от критической нагрузки целой пластины;
- влияние межслойного дефекта с относительной глубиной расположения $An = 0,33$ на критическую нагрузку линейно по результатам решения задачи

устойчивости, однако при решении нелинейной статической задачи влияние на критическую нагрузку линейно, пока форма потери устойчивости глобальная или смешанная, но при достижении межслойным дефектом размеров, когда возникает локальная форма потери устойчивости – величина критической нагрузки значительно уменьшается;

- соответственно, разница между значениями критической нагрузки, полученными по результатам решения задачи устойчивости и по результатам решения нелинейной статической задачи незначительна, если форма потери устойчивости глобальная или смешанная, и значительно увеличивается (до 25%), если форма потери устойчивости – локальная;

- при относительной глубине расположения дефекта $Al = 0,33$ в случае достаточно малой толщины пластины перестает возникать смешанная форма потери устойчивости, и влияние межслойного дефекта на критическую нагрузку в зависимости от размера дефекта увеличивается более резко (см. рисунок 4.3д);

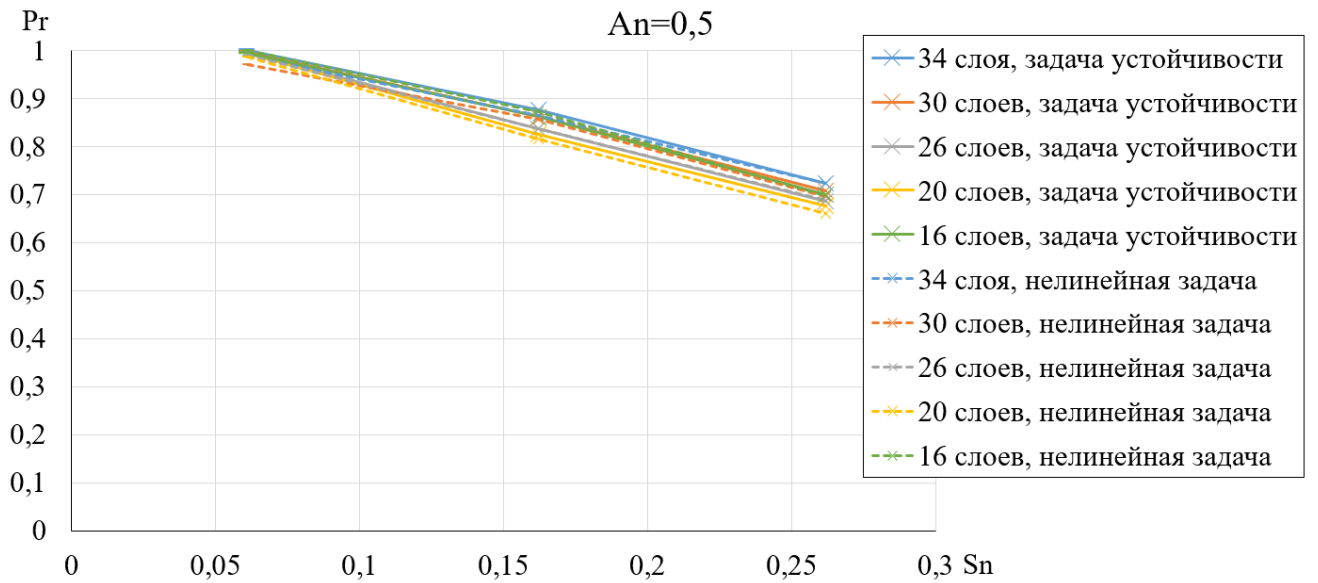
- соответственно, влияние межслойного дефекта с относительной глубиной расположения $Al = 0,33$ на критическую нагрузку может зависеть от толщины (количества слоев) композитной пластины, если от нее также зависит и форма потери устойчивости (см. рисунок 4.4), в ином случае влияние толщины незначительно.

На рисунке 4.5 представлены зависимости относительной критической нагрузки P_r пластин различной толщины с дефектом с относительной глубиной расположения $Al = 0,5$ от относительной площади межслойного дефекта Sn .

Из представленных результатов можно сделать следующие выводы:

- межслойный дефект, находящийся посередине толщины пластины снижает критическую нагрузку пластины до 70% от критической нагрузки целой пластины, при этом форма потери устойчивости - глобальная;

- в случае малой относительной площади дефекта ($Sn = 0,061$) межслойный дефект с относительной глубиной расположения $Al = 0,5$ не оказывает влияние на критическую нагрузку пластины, с увеличением размеров межслойного дефекта зависимости относительная критическая нагрузка P_r снижается до 70% от критической нагрузки целой пластины ($Sn = 0,262$);



- — глобальная форма потери устойчивости, форма устойчивости с одной полуволной
- X - глобальная форма потери устойчивости, форма устойчивости с двумя полуволнам

Рисунок 4.5 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $A_n = 0,5$ на критическую нагрузку в зависимости от относительной площади S_n

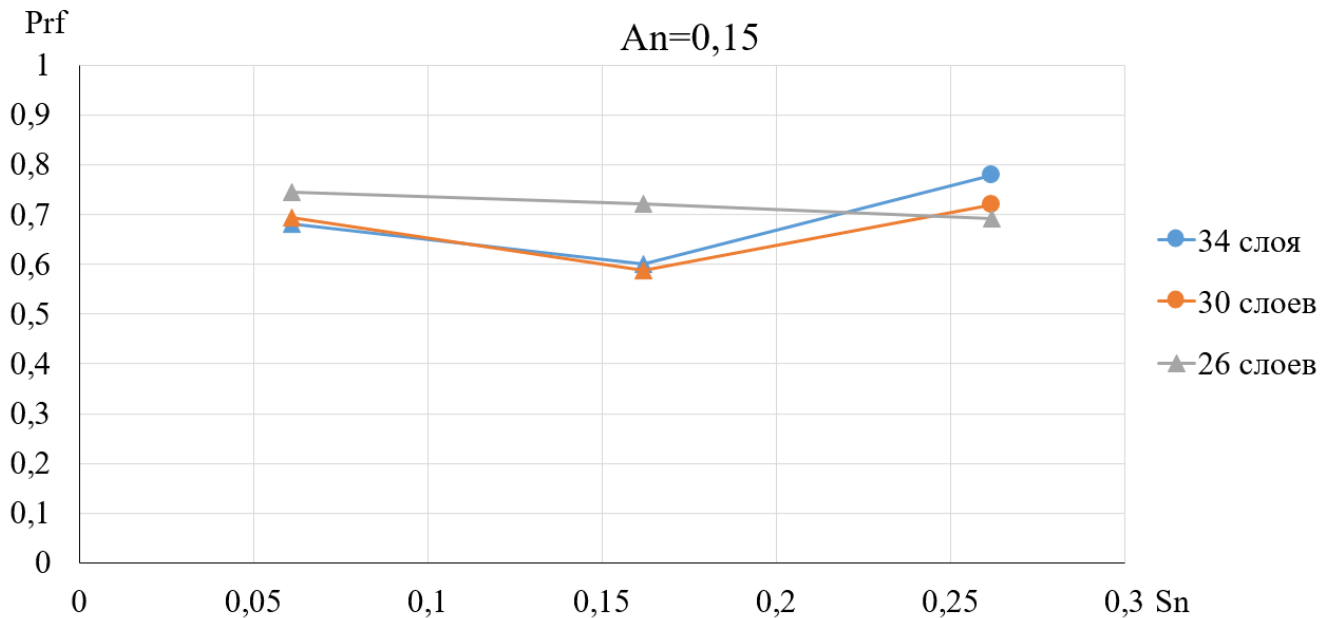
- влияние межслойного дефекта с относительной глубиной расположения $A_n = 0,5$ на критическую нагрузку практически не зависит от толщины (количества слоев) композитной пластины;
- разница между значениями критической нагрузки, полученной по результатам решения задачи устойчивости и по результатам решения нелинейной статической задачи, незначительна.

Влияние межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины.

Далее будут представлены графики, показывающие влияние геометрических параметров межслойного дефекта на разрушающую нагрузку, полученную по результатам решения нелинейной статической задачи (P_f). По вертикальной оси представлено отношение разрушающей нагрузки пластины с дефектом к разрушающей нагрузке соответствующей пластины без дефекта P_{rf} . —

относительная разрушающая нагрузка. По горизонтальной оси представлена относительная площадь межслойного дефекта S_n . Цвета кривых на графике соответствуют пластинам, состоящих из различного количества слоев. Каждый рисунок соответствует своей величине относительной глубины расположения дефекта A_n .

На рисунке 4.6 представлены зависимости отношения разрушающей нагрузки пластин с дефектом с относительной глубиной расположения $A_n = 0,15$ к разрушающей нагрузке соответствующих пластин без дефекта от относительной площади межслойного дефекта S_n для пластины соответствующей толщины.



▲ – разрушение в результате потери устойчивости толстой части образца, после локальной потери устойчивости тонкой части образца

● – критерий максимальной интенсивности деформаций

Рисунок 4.6 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $A_n = 0,15$ на несущую способность в зависимости от относительной площади S_n для пластин различной толщины

Необходимо отметить, что для такой относительной глубины расположения дефекта все пластины теряют устойчивость в области дефекта (рисунок 4.2). Из представленных результатов можно сделать следующие выводы.

Для пластин, состоящих из 34 и 30 монослоев, в случае относительной площади дефекта $S_n = 0,061$ и $S_n = 0,162$, а также для пластины, состоящей из 26

слоев независимо от размера дефекта разрушение происходит в результате потери устойчивости толстой части образца. В этом случае относительная разрушающая нагрузка P_{rf} уменьшается линейно. Для пластин, состоящих из 34 и 30 монослоев, в случае относительной площади дефекта $Sn = 0,262$ дефект достаточно большой и у толстой части пластин возникает прогиб в противоположную сторону что приводит к разрушению по достижению максимальной интенсивности деформаций; в этом случае влияние межслойного дефекта на несущую способность пластины уменьшается, и значение относительной разрушающей нагрузки P_{rf} увеличивается соответственно.

При нахождении близко к поверхности образца ($An = 0,15$) небольшого по размерам дефекта к разрушению может привести потеря устойчивости толстой части образца, и это будет приводить к разрушению пластины при меньшей нагрузке, чем, когда при большем размере дефекта толстая часть образца изгибается в процессе увеличения нагрузки.

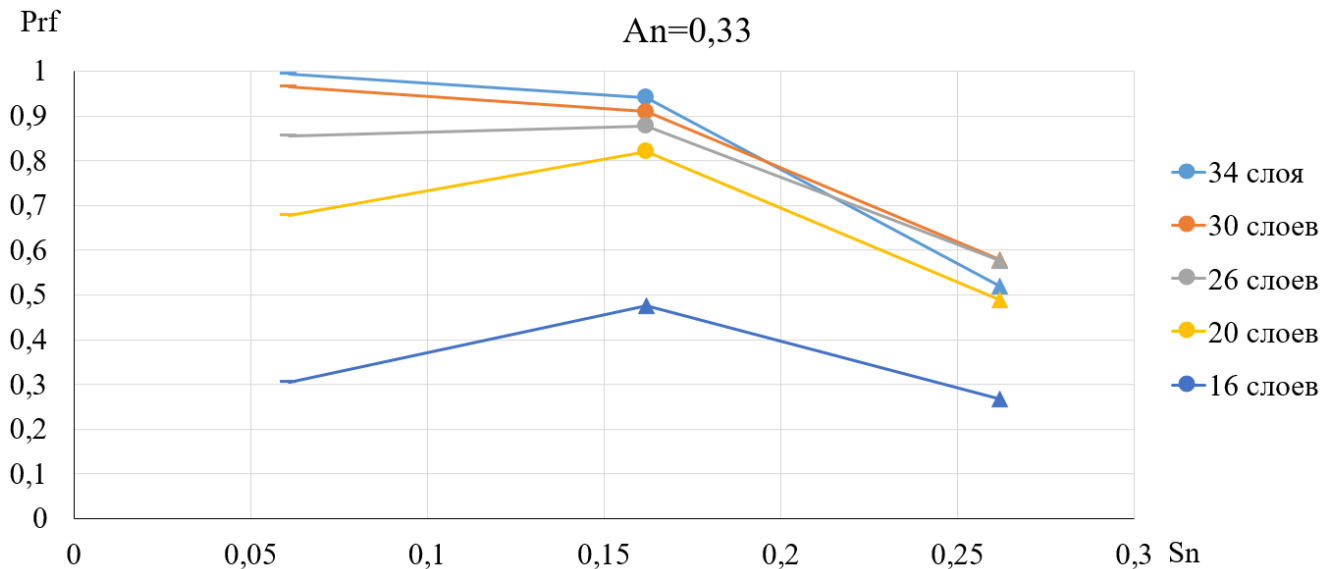
Чем больше толщина пластины, тем большее влияние межслойный дефект с относительной глубиной расположения $An = 0,15$ оказывает на несущую способность пластины, что согласуется также и с результатами натурных испытаний (см. п.4.1.).

На рисунке 4.7 представлены зависимости отношения разрушающей нагрузки пластин с дефектом с относительной глубиной расположения $An = 0,33$ к разрушающей нагрузке соответствующих пластин без дефекта от относительной площади межслойного дефекта Sn для пластины соответствующей толщины.

Из представленных результатов можно сделать следующие выводы.

Для всех пластин, независимо от их толщины, в случае малого размера дефекта ($Sn = 0,061$) возникает глобальная форма потери устойчивости (см. рисунок 4.4), и несущая способность в таком случае определяется величиной критической нагрузки (на основании результатов испытаний образцов типа ОД.30.20.2, см. п.3.7). В этом случае относительная разрушающая нагрузка P_{rf} сильно зависит от толщины пластины: на несущую способность пластины из 34

слоев такой дефект не оказывает влияние, в то время как несущая способность пластины из 16 слоев снижается до 30% от несущей способности целой пластины.



▲ – разрушение в результате потери устойчивости толстой части образца, после локальной потери устойчивости тонкой части образца

● – критерий максимальной интенсивности деформаций

— – разрушение в результате глобальной потери устойчивости

Рисунок 4.7 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $An = 0,33$ на несущую способность в зависимости от относительной площади Sn для пластин различной толщины

Для пластин толщиной 34,30,26 и 20 слоев в случае относительной площади дефекта $Sn = 0,162$ возникает смешанная форма потери устойчивости (см. рисунок 4.4), в результате которой возникает плавный прогиб пластины из плоскости, что приводит к разрушению по достижению максимальной интенсивности деформаций; в этом случае относительная разрушающая нагрузка P_{rf} зависит от толщины пластины незначительно: несущая способность пластины снижается на величину от 95% до 83% от несущей способности целой пластины.

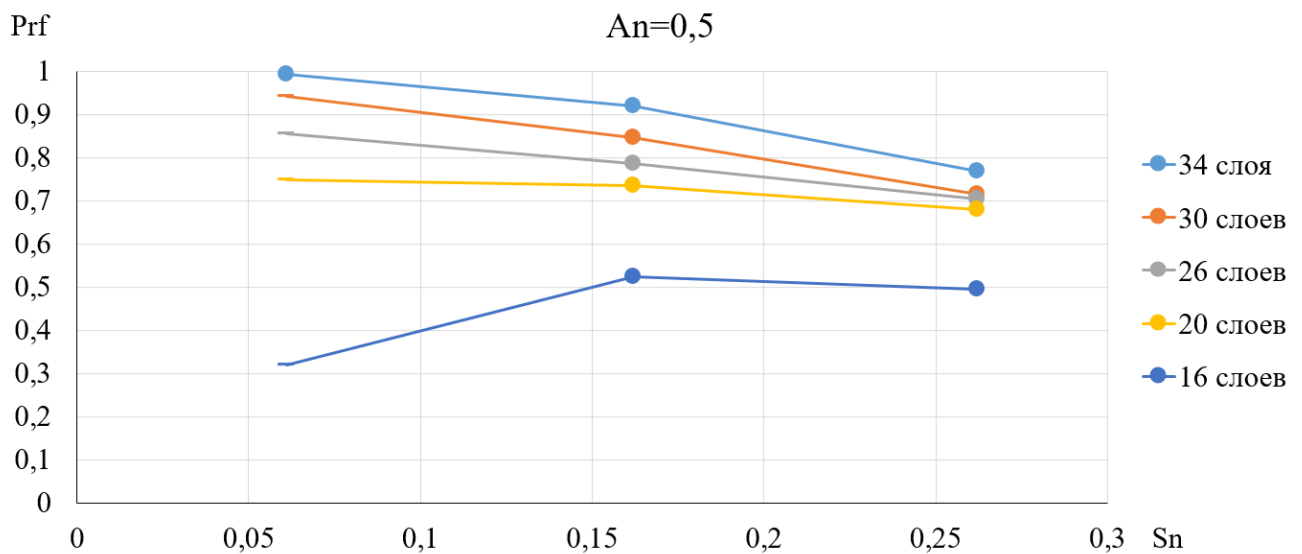
Для всех пластин, независимо от их толщины, в случае малого размера дефекта ($Sn = 0,262$), а также для пластины толщиной 16 слоев в случае относительной площади дефекта $Sn = 0,162$ возникает локальная форма потери

устойчивости, за которой следует разрушение в результате потери устойчивости толстой части образца.

Относительная разрушающая нагрузка P_{rf} значительно снижается: до 50...60% от несущей способности целой пластины толщиной 34, 30, 26 и 20 слоев, и до 28% от несущей способности целой пластины толщиной 26 слоев.

Чем меньше толщина пластины, тем большее влияние межслойный дефект с относительной глубиной расположения $A_n = 0,33$ оказывает на несущую способность пластины.

На рисунке 4.8 представлены зависимости отношения разрушающей нагрузки пластин с дефектом с относительной глубиной расположения $A_n = 0,5$ к разрушающей нагрузке соответствующих пластин без дефекта от относительной площади межслойного дефекта S_n для пластины соответствующей толщины.



● – критерий максимальной интенсивности деформаций

— – разрушение в результате глобальной потери устойчивости

Рисунок 4.8 — Влияние межслойного дефекта относительной глубины расположения $A_n = 0,5$ на несущую способность в зависимости от относительной площади S_n для пластин различной толщины

Необходимо отметить, что для такой относительной глубины расположения дефекта у всех пластин возникает глобальная потеря устойчивости с одной или двумя полуволнами, в зависимости от относительной площади межслойного

дефекта Sn (см. рисунок 4.5). Из представленных результатов можно сделать следующие выводы.

В случае малого размера дефекта ($Sn = 0,061$) у пластины толщиной 34 слоя происходит потеря несущей способности по достижению максимальной интенсивности деформаций при нагрузке меньшей, чем критическая.

Для всех остальных пластин, в случае малого размера дефекта ($Sn = 0,061$) возникает глобальная форма потери устойчивости с одной полуволной (см. рисунок 4.5), и несущая способность в таком случае определяется величиной критической нагрузки (на основании результатов испытаний образцов типа ОД.30.20.2, см. п.3.7). В этом случае относительная разрушающая нагрузка P_{rf} сильно зависит от толщины пластины: несущая способность пластины снижается от 95% от несущей способности целой пластины из 30 слоев до 32% от несущей способности целой пластины из 16 слоев.

Все пластины, независимо от их толщины, в случае относительной площади дефекта $Sn = 0,061$ и $Sn = 0,262$ теряют устойчивость по форме устойчивости с двумя полуволнами и затем происходит потеря несущей способности по достижению максимальной интенсивности деформаций в закритическом состоянии.

Для всех пластин, кроме самой тонкой, состоящей из 16 слоев, зависимость относительной разрушающей нагрузки P_{rf} от относительной площади дефекта Sn линейна, и согласуется результатами экспериментальных данных (см. п.4.1.).

Чем меньше толщина пластины, тем большее влияние межслойный дефект с относительной глубиной расположения $Ap = 0,5$ оказывает на несущую способность пластины.

Выводы по главе 4

1. Проведен анализ полученных автором экспериментальных данных о влиянии параметров межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины под воздействием сжимающей нагрузки. Сделаны следующие выводы.

- Дефект, расположенный близко к поверхности образца, сильнее влияет на несущую способность более толстой пластины и оказывает меньшее влияние на несущую способность более тонкой пластины. Такие результаты могут быть связаны с тем, более тонкие пластины за счет меньшей толщины могут испытывать большие прогибы, не разрушаясь. Прочность в таком случае обеспечивается основной, более толстой частью образца.

- Влияние межслойного дефекта, расположенного посередине толщины композитного пакета на несущую способность пластин одинаковой толщины зависит от геометрических размеров дефекта: чем больше относительная площадь дефекта, тем больше снижается несущая способность.

- Для тонких пластин влияние межслойного дефекта на несущую способность пластины увеличивается с увеличением относительной глубины расположения:

2. С помощью валидированной конечно-элементной модели проведено численное параметрическое исследование влияния параметров межслойного дефекта на критическую нагрузку и несущую способность композитной пластины под воздействием сжимающей нагрузки. Сделаны следующие выводы.

- При расположении дефекта вблизи поверхности разрушение инициируется локальной потерей устойчивости в зоне дефекта с последующим вовлечением толстой части пластины. В этом случае наблюдается снижение несущей способности, которое практически не зависит от увеличения площади дефекта.

- При расположении дефекта на глубине около трети толщины пластины от поверхности, наблюдается максимальная чувствительность конструкции к дефекту. В случае малого размера дефекта форма потери устойчивости с одной полуволной и разрушение происходит в результате потери устойчивости. В том случае, когда форма потери устойчивости смешанная, пластина плавно выходит из плоскости нагружения и разрушение происходит в закритическом состоянии по достижении максимальной интенсивности деформаций. В случае большого по размерам дефекта разрушение инициируется локальной потерей устойчивости в зоне дефекта с последующим вовлечением толстой части пластины. Для тонких

пластин более характерна потеря устойчивости, приводящая к существенному снижению несущей способности.

- При расположении дефекта в середине толщины доминирует глобальная форма потери устойчивости с одной или двумя полуволнами. В случае малого размера дефекта форма потери устойчивости с одной полуволной и разрушение происходит в результате потери устойчивости. С увеличением размера дефекта форма потери устойчивости с двумя полуволнами, разрушение происходит в закритическом состоянии по достижении максимальной интенсивности деформаций.

- Показано, что толщина, помимо геометрических параметров дефекта, также является параметром, определяющим относительную несущую способность композитной пластины с межслойным дефектом. В случае, когда дефект расположен близко к поверхности пластины, влияние дефекта на несущую способность увеличивается с увеличением толщины пластины. Однако, когда межслойный дефект расположен достаточно глубоко по толщине пластины (от трети до половины толщины) влияние дефекта на несущую способность увеличивается с уменьшением толщины пластины.

- Наиболее «опасным» случаем является случай, когда при достаточно малом размере дефекта, расположенном достаточно глубоко по толщине композитной пластины, такой дефект может привести к значительному снижению несущей способности и разрушению из-за глобальной потери устойчивости пластины.

- Дефекты, вызывающие локальную потерю устойчивости также значительно снижают несущую способность композитной пластины, особенно если это большой по размеру дефект, расположенный достаточно глубоко по толщине композитной пластины.

3. Результаты натурных испытаний о влиянии межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины и результаты численного параметрического исследования влияния параметров межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины, выполненные с помощью

параметрической конечно-элементной модели, валидированной по результатам этих испытаний, согласуются между собой.

Полученные экспериментальные и расчетные данные влияния параметров межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины, а также реализованные подходы к моделированию использованы в ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, а также в учебном процессе факультета летательных аппаратов ФГБОУ ВО НГТУ, что подтверждено Актами, представленными в Приложении «Д».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе решена актуальная научно-практическая задача оценки и исследования влияния межслойных дефектов на прочность и устойчивость композитных элементов конструкций летательных аппаратов.

1. В результате проведения натурных испытаний образцов двойной консольной композитной балки экспериментально определены значения межслоевой вязкости разрушения G_{IC} для препрега *Torayca T800*. На основании полученных экспериментальных данных проведена оценка корректности подходов к моделированию процесса расслоения в рамках метода конечных элементов. Установлено, что методы *VCCT* и *CZM* достаточно точно моделируют процесс расслоения при испытаниях двойной консольной балки.

2. Проведены натурные испытания образцов, выполненных из многослойного углеродного материала, в виде полосы со сквозным непроклеем и пластины с круглым межслойным дефектом на сжатие. В процессе испытаний полосы со сквозным непроклеем рост межслойного дефекта фиксировался визуально на торцах полосы. Получены экспериментальные данные об увеличении площади межслойного дефекта в результате нагружения.

3. Построены параметрические конечно-элементные модели полосы с дефектом в виде сквозного непроклея и пластины с дефектом в виде круглого непроклея, учитывающих потерю устойчивости, закритическое поведение и рост дефекта. Проведено сравнение результатов испытаний на сжатие с результатами конечно-элементного моделирования. Для зон роста расслоения получено качественное соответствие результатов численного моделирования экспериментальным данным. Характер закритического поведения образцов имеет хорошее качественное совпадение с результатами моделирования.

4. Проведены испытания композитных пластин без дефекта и с дефектом в виде непроклея круглой формы из препрега *ACM-102C 130UD* сжимающей нагрузкой до разрушения. Получены экспериментальные данные о влиянии

геометрических параметров межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины.

5. Проведено сопоставление данных о перемещении из плоскости под действием сжимающей нагрузки до разрушения образцов, полученных в процессе испытаний с помощью измерителей лазерных триангуляционных и с использованием видеоэкстензометра, с перемещениями, полученными с помощью параметрической конечно-элементной модели. Установлено, что поведение конечно-элементной модели соответствует поведению образцов в процессе испытаний.

6. Проведена валидация конечно-элементной модели относительно разрушающей нагрузки образцов. Для большинства типов образцов разница между экспериментальными и расчетными величинами разрушающей нагрузки не превышает 13%.

7. С использованием валидированной конечно-элементной модели проведены численные параметрические исследования влияния геометрических параметров межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины. Получены зависимости разрушающей нагрузки пластины с межслойным дефектом от размеров дефекта, его расположения по толщине пластины и от толщины самой пластины.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы

Необходимы дальнейшие натурные и численные испытания пластин и конструктивно-подобных образцов подкрепленных и трехслойных панелей разного размера с межслойными дефектами различной формы и расположения, с учетом различных граничных условий с последующей оценкой корректности результатов конечно-элементного расчета с использованием разработанной конечно-элементной модели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зиченков М. Ч. Комплексные исследования прочности авиаконструкций: состояние и перспективы // Научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов»: тез. докл. — Жуковский : Изд-во ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 2013. — С. 9–12.
2. Максименко В. Н. Методы расчёта на прочность и жёсткость элементов конструкций из композитов : учеб. пособ. / В. Н. Максименко, И. П. Олегин, Н. В. Пустовой. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. — 424 с.
3. Гришин В. И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов / В. И. Гришин, А. С. Дзюба, Ю. И. Дударьков. — М. : АНО «Физмалит», 2013. — 272 с.
4. Алфутов Н. А. Расчёт многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов / Н. А. Алфутов, П. А. Зиновьев, Б. Г. Попов. — М. : Машиностроение, 1984. — 263 с.
5. Болотин В. В. Механика многослойных конструкций / В. В. Болотин, Ю. Н. Новичков. — М. : Машиностроение, 1980. — 375 с.
6. Елизаров С. В. Механика деформирования и разрушения слоистых композитов и некоторые новые области их применения. — СПб. : ПГУПС, 2000. — 242 с.
7. Первушин Ю. С. Особенности деформированного поведения и напряжённого состояния пластин из несбалансированных слоистых композиционных материалов / Ю. С. Первушин, П. В. Соловьёв // Вестник СГАУ. — 2012. — № 1. — С. 153–160.
8. Победря Б. Е. Механика композиционных материалов. — М. : Моск. ун-т, 1984. — 336 с.
9. Сендецки Д. Механика композиционных материалов : пер. с англ. — М. : Мир, 1978. — Т. 2. — 564 с.

10. *Buchanan G. R. Nonlinear analysis for a clamped bar / G. R. Buchanan, Y. K. Hung, H. J. Chin // Transactions of the American Society of Mechanical Engineers. — 1969. — Vol. 36, № 2. — P. 355–357.11.*
11. *Goodsell J. Interlaminar stresses in composite laminates subjected to anticlastic bending deformation / J. Goodsell // Journal of Applied Mechanics. — 2013. — Vol. 80, № 4. — P. 041020/1–041020/7.*
12. Болотин В. В. Многопараметрическая механика разрушения // Расчёты на прочность. — 1984. — № 25. — С. 12–33.
13. Валишин А. А. Концентрация микродефектов вблизи трещины разрушения в полимерах и композитах на их основе // Инженерный журнал : Наука и инновации. — 2015. — № 6 (42). — С. 4.
14. Качанов Л. М. Разрушение композитных материалов путём расслоения // Механика полимеров. — 1976. — № 5. — С. 918–922.
15. Сборовский А. К. Механизмы разрушения ориентированных стеклопластиков при сжатии / А. К. Сборовский, Н. Ф. Савельев // Вопросы судостроения. Технология судостроения. — 1976. — Вып. 12. — С. 12–18.
16. Сиратори М. Вычислительная механика разрушения : пер. с яп. / М. Сиратори, Т. Миеси, Х. Мацусита. — М. : Мир, 1986. — 336 с.
17. Вильдеман В. Э. Механика неупругого деформирования и разрушения композиционных материалов / В. Э. Вильдеман, Ю. В. Соколкин, А. А. Ташкинов. — М. : Наука : Физматлит, 1997. — 288 с.
18. *Barbero E. J. Benchmark solution for degradation of elastic properties due to transverse matrix cracking in laminated composites / E. J. Barbero, F. A. Cosso, F. A. Campo // Composite Structures. — 2013. — Vol. 98. — P. 242–252.*
19. *Chan W. S. A study on the effects of the 90 ply on matrix cracks in composite laminates / W. S. Chan, A. S. D. Wang // AIAA/ASME/ASCE/AHS 27th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference: collection of technical papers. — Palm Springs, USA, 1986. — Vol. 1. — P. 689–694.*
20. *Cardenas D. Progressive failure analysis of thin-walled composite structures / D. Cardenas // Composite Structures. — 2013. — Vol. 95. — P. 53–62.*

21. Navarro C. *3D vs. 2D fatigue crack initiation and propagation in notched plates* / C. Navarro, J. Vázquez, J. Domínguez // *International Journal of Fatigue*. — 2014. — Vol. 58. — P. 40–46.
22. Pascoe J. A. *On the relationship between disbond growth and the release of strain energy* / J. A. Pascoe, R. C. Alderliesten, R. Benedictus // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2015. — Vol. 133. — P. 1–13.
23. Ilić S. *Compression failure modes in composites* / S. Ilić, J. F. Williams // *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*. — 1986. — Vol. 6, № 2. — P. 121–127.
24. Greco F. *A two-scale failure analysis of composite materials in presence of fiber/matrix crack initiation and propagation* / F. Greco, L. Leonetti, P. Lonetti // *Composite Structures*. — 2013. — Vol. 95. — P. 582–597.
25. Аннин Б. Д. *Механика деформирования и оптимальное проектирование слоистых тел*. — Новосибирск : Ин-т гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 2005. — 203 с.
26. Алфутов Н. А. *Основы расчёта на устойчивость упругих систем*. — М. : Машиностроение, 1991. — 311 с.
27. Циглер Г. *Основы теории устойчивости конструкций* : пер. с нем. — М. : Мир, 1971. — 192 с.
28. Бохоева Л. А. *Определение критических нагрузок энергетическим методом с учётом деформаций сдвига* / Л. А. Бохоева, Т. А. Дамдинов // *Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева*. — 2006. — № 1. — С. 3–8.
29. Ванин Г. А. *Устойчивость оболочек из армированных материалов* / Г. А. Ванин, Н. П. Семенюк, Р. Ф. Емельянов. — Киев : Наукова думка, 1978. — 212 с.
30. Гузь А. Н. *К теории устойчивости слоистых композитов* / А. Н. Гузь, И. А. Гузь // *Прикладная механика*. — 1999. — Т. 35, № 4. — С. 3–10.
31. Декрет В. А. *Численное исследование устойчивости слоистого композита при одноосном сжатии слоёв наполнителя* / В. А. Декрет, В. С. Зеленский, В. М. Быстров // *Прикладная механика*. — 2014. — Т. 50, № 5. — С. 80–91.
32. Yin Wo-L. *Ultimate axial load capacity of a delaminated beam-plate* / Wo-L. Yin, S. N. Sallam, C. J. Simitzes // *AIAA Journal*. — 1986. — Vol. 24, № 1. — P. 123–128

33. Митрофанов О. В. Актуальные задачи обеспечения несущей способности тонких панелей авиационных конструкций из композитных материалов при закритическом поведении // Актуальные проблемы современной науки. — 2017. — № 1 (92). — С. 192–196.

34. *Budiansky B. Theory of buckling and post-buckling of elastic structures // Advances in Applied Mechanics.* — 1974. — Vol. 14. — P. 1–65.

35. *Chen H. P. Postbuckling behavior of a thick plate / H. P. Chen, J. L. Doong // AIAA Journal.* — 1983. — Vol. 21, № 8. — P. 1157–1161.

36. *Kim H. J. Postbuckling analysis of composite laminates // Computers & Structures.* — 1997. — Vol. 62, № 6. — P. 975–983.

37. *Köllner A. On the interaction of delamination buckling and damage growth in cross-ply laminates / A. Köllner, M. Kashtalyan, I. Guz, C. Vollmecke // International Journal of Solids and Structures.* — 2020. — Vol. 202. — P. 912–928.

38. Григорьев М.В. Влияние основных типов дефектов в монолитных образцах из ПКМ, выявляемых с использованием ультразвукового контроля, на прочностные характеристики материала / М. В. Григорьев [и др.] // Сварка и диагностика. — 2015. — № 1. — С. 11–13.

39. Матвиенко Ю.Г. Комплексное исследование дефектов в композиционных материалах с применением хрупких тензопокровтий и акустической эмиссии / Ю. Г. Матвиенко [и др.] // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2014. — Т. 80, № 1. — С. 46–50.

40. *Mue A. Identification of damage in composite multilayered cylindrical panels with delaminations / A. Mue, A. Stawiarski // Composite Structures.* — 2012. — Vol. 94, № 5. — P. 1871–1879.

41. *Orifici A. C. Embedded flaws for crack path control in composite laminates / A. C. Orifici, P. Wongwichit, N. Wiwatanawongsa // Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing.* — 2014. — Vol. 66. — P. 218–226.

42. Болотин В. В. Устойчивость сжатых элементов с дефектами типа расслоений / В. В. Болотин, З. Х. Зебельян, Л. А. Курзин // Проблемы прочности. — 1980. — № 7. — С. 3–8.

43. Викторов Е. Г. Подрастание и излом отслоений в композитах при сжатии // *Механика материалов и конструкций*. — М. : Изд-во МЭИ, 1982. — С. 36–40.
44. *Chai H. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates / H. Chai, C. D. Babcock // Journal of Composite Materials*. — 1985. — Vol. 19, № 1. — P. 67–91.
45. *Chai H. One-dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling / H. Chai, C. D. Babcock, W. G. Knous // International Journal of Solids and Structures*. — 1981. — Vol. 17, № 11. — P. 1069–1083.
46. *Shivakumar K. N. Buckling of a sublaminates in a quasi-isotropic composite laminate / K. N. Shivakumar, J. D. Whitcomb // Journal of Composite Materials*. — 1985. — Vol. 19, № 1. — P. 2–18.
47. Бохоева Л. А. Влияние дефектов типа отслоений в слоистых пластинах на величину критической нагрузки // *Вестник БГУ*. — Улан-Удэ, 2005. — Вып. 5. — С. 243–264.
48. Тарнопольский Ю. М. Опасность расслоения коротких металлокомпозитных стержней при осевом сжатии / Ю. М. Тарнопольский [и др.] // *Механика полимеров*. — 1978. — № 1. — С. 27–33.
49. Тарнопольский Ю. М. Расслоение сжимающих стержней из композитов // *Разрушение композитных материалов*. — Рига, 1979. — С. 160–166.
50. Дедков Д. В. Коэффициенты концентрации напряжений в слое тканого композита с локальными технологическими дефектами при чистом формоизменении / Д. В. Дедков, А. А. Ташкинов // *Вычислительная механика сплошных сред*. — 2013. — Т. 6, № 1. — С. 103–109.
51. Куреннов С. С. Распределение напряжений по толщине многослойного композита в клеевом соединении / С. С. Куреннов, А. Г. Кошевой, А. Г. Поляков // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. — 2015. — № 2. — С. 10–15.
52. Грищенко С. В. Расчёт и проектирование изделий конструкции самолёта из слоистых композитов с учётом межслоевых эффектов // *Труды МАИ*. — 2015.

— № 84. — URL: http://www.mai.ru/upload/iblock/0ab/grishchenko_rus.pdf (дата обращения: 18.12.2022).

53. Касьянов К. Г. Оценка несущей способности и ресурса конструкционных элементов из композиционных материалов, содержащих расслоения : дис. ... канд. техн. наук. — Москва, 2010. — 142 с.

54. Lancaster I. M. *Extended FEM modeling of crack propagation using the semi-circular bending test* / I. M. Lancaster, H. A. Khalid, I. A. Kougioumtzoglou // *Construction and Building Materials*. — 2013. — Vol. 48. — P. 270–277.

55. Расчёт напряжённно-деформированного состояния пластины из полимерных композиционных материалов с дефектом в виде расслоения / А. Н. Аношкин [и др.] // *Математическое моделирование в естественных науках*. — 2015. — Т. 1. — С. 18–21.

56. Башук Е. Ю. Влияние неоднородности основного напряжённного состояния на критические параметры устойчивости пластины с трещиной / Е. Ю. Башук, В. Ю. Бойчук // *Прикладная механика*. — 2013. — Т. 49, № 3. — С. 89–98.

57. Максимович О. В. Определение напряжений в пластинках с трещинами при дискретном контакте их берегов / О. В. Максимович, К. Я. Бортник, Т. Я. Соляр // *Математические методы и физико-механические поля*. — 2013. — Т. 56, № 1. — С. 163–173.

58. Оценки эффекта усиления при наполнении эпоксидных связующих наноразмерными частицами различной природы (компьютерные прогнозы) / Ю. Г. Яновский [и др.] // *Механика композиционных материалов и конструкций*. — 2014. — Т. 20, № 1. — С. 34–57.

59. Xie J. *Predictions of delamination growth for quasi-static loading of composite laminates* / J. Xie, A. M. Waas // *Journal of Applied Mechanics*. — 2015. — Vol. 82, № 8. — P. 081004–1–081004–7.

60. Parrinello F. *A thermodynamically consistent cohesive frictional interface model for mixed mode delamination* / F. Parrinello, G. Marannano, G. Borino // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2016. — Vol. 153. — P. 61–79.

61. Конев А. Н. Энергетическая оценка прочности соединения слоистых композиционных материалов в рамках градиентной теории упругости : дис. ... канд. техн. наук. — Орел, 2013. — 118 с.
62. Расчёт эффективной трещиностойкости для упругопластической слоистой среды / Р. Я. Газизов [и др.] // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2014. — № 2 (37). — С. 154–171.
63. Болотин В. В. Механика зарождения и начального развития усталостных трещин // Физико-химическая механика материалов. — 1986. — Т. 22, № 1. — С. 18–23.
64. Чернякин С. А. Анализ роста расслоений в композиционных конструкциях / С. А. Чернякин, Ю. В. Скворцов // Вестник СибГАУ. — 2014. — № 4 (56). — С. 249–255.
65. Alidi B. *Progressive damage assessment of centrally notched composite specimens in fatigue* / B. Alidi, M. K. Philen, S. W. Case // *Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing*. — 2015. — Vol. 74. — P. 47–59.
66. Pascoe J. A. *Characterizing fatigue delamination growth behavior using specimens with multiple delaminations. The effect of unequal delamination lengths* / J. A. Pascoe, C. D. Rans, R. Benedictus // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2013. — Vol. 109. — P. 150–160.
67. Sato N. *Intralaminar fatigue crack growth properties of conventional and interlayer toughened CFRP laminate under mode I loading* / N. Sato, M. Hojo, M. Nishikawa // *Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing*. — 2015. — Vol. 68. — P. 202–211.
68. Köllner A. *An analytical framework to extend the general structural stability analysis by considering certain inelastic effects — theory and application to delaminated composites* / A. Köllner, C. Vollmecke // *Composite Structures*. — 2017. — Vol. 170. — P. 261–270.
69. Köllner A. *Post-buckling behaviour and delamination growth characteristics of delaminated composite plates* / A. Köllner, C. Vollmecke // *Composite Structures*. — 2018. — Vol. 203. — P. 777–788.

70. Wang K. *An analytical model for evaluating buckling, delamination propagation using cohesive zone modelling* / K. Wang, L. Zhao, H. Hong [et al.] // *Composite Structures*. — 2019. — Vol. 223. — P. 111012. — DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111012.

71. Wang K. *Parameter studies and evaluation principles of delamination damage in laminated composites* / K. Wang, L. Zhao, H. Hong [et al.] // *Chinese Journal of Aeronautics*. — 2021. — Vol. 37, № 7. — P. 32–72.

72. Пановко Я. Г. *Механика деформированного твёрдого тела*. — М. : Наука, 1985. — 287 с.

73. Дамдинов Т. А. *Устойчивость и рост дефектов типа отслоений в пластинах из композиционных материалов* : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.06 / Т. А. Дамдинов; Иркутский государственный университет путей сообщения (ИГУПС). — Иркутск, 2007. — 146 с.

74. Пнёв А. Г. *Обеспечение прочности элементов конструкций из композиционных материалов с учётом межслойных дефектов* : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.06 / А. Г. Пнёв ; ИГУПС. — Иркутск, 2012. — 164 с.

75. Чермошенцева А. С. *Разработка методики повышения прочности тонкостенных элементов конструкций из композитных материалов с дефектами типа расслоения* : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.04 / А. С. Чермошенцева ; МГТУ им. Н. Э. Баумана. — Москва, 2018. — 168 с.

76. Чернякин С. А. *Разработка методик расчётно-экспериментальной оценки прочности и надёжности композитных элементов конструкций с учётом расслоений* : дис. ... канд. техн. наук : 01.02.06 / С. А. Чернякин. — Самара, 2020. — 168 с.

77. Бессонов П.С. *Разработка алгоритмов анализа нагружения авиационных конструкций в задачах оценки усталостной долговечности* : дис. ... канд. техн. наук : 2.5.14 / П.С. Бессонов. — Жуковский, 2025. — 130 с.

78. Бохоева Л. А. *Особенности расчёта на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами*. — Улан-Удэ : ВСГТУ, 2007. — 192 с.

79. Терехова Е.С. Рациональное проектирование панелей из слоистого композиционного материала по условиям прочности и устойчивости : дис. ... канд. техн. наук : 05.02.14 / Е. С. Терехова. — Новосибирск, 2025. — 140 с.
80. *Bhaskar K. Strength of materials: a concise textbook / K. Bhaskar, T. K. Varadan. — Singapore : Springer, 2023.*
81. ГОСТ Р 56815—2015. Композиты полимерные. Метод определения удельной работы расслоения в условиях отрыва G_{IC} . — М. : Стандартинформ, 2015. — 23 с.
82. ГОСТ 33685—2015. Композиты полимерные. Метод определения удельной работы расслоения в условиях сдвига G_{IIC} . — М. : Стандартинформ, 2015. — 23 с.
83. *Ascione L. Local buckling behavior of FRP thin-walled beams: a mechanical model / L. Ascione [et al.] // Composite Structures. — 2013. — Vol. 98. — P. 111–120.*
84. *Foraboschi P. Layered plate with discontinuous connection. Exact mathematical model // Composites. Part B: Engineering. — 2013. — Vol. 47. — P.365–378.*
85. *Pernice M. F. Experimental study on delamination migration in composite laminates / M. F. Pernice [et al.] // Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing. — 2015. — Vol. 73. — P. 20–34.*
86. *Zhou R. Effects of delamination on compressional properties of composite laminate / R. Zhou [et al.] // Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. — 2015. — Vol. 41, № 2. — P. 311–317.*
87. *ASTM D7137/D7137M—07. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates. — West Conshohocken, PA : ASTM International, 2007.*
88. *Shah S. Z. H. Compression and buckling after impact response of resin-infused thermoplastic and thermoset 3D woven composites / S. Z. H. Shah, P. S. M. Megat-Yusoff [et al.] // Composites Part B: Engineering. — 2021. — Vol. 207. — P. 108592.*
89. *Krueger R. Virtual crack closure technique: History, approach, and applications // Applied Mechanics Reviews. — 2004. — Vol. 57, № 2. — P. 109–143.*

90. Krueger R. *A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates* / R. Krueger, T. K. O'Brien // *AIAA Journal*. — 2000. — Vol. 37, № 6. — P. 25–44.
91. Irwin G. *Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate* // *Journal of Applied Mechanics*. — 1957. — Vol. 24. — P. 361–364.
92. ANSYS Inc. *Fracture Analysis Guide, release 14.0*. — Canonsburg, PA : ANSYS Inc., 2011. — 160 p.
93. Dugdale D. S. *Yielding of steel sheets containing slits* // *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*. — 1960. — Vol. 8, № 2. — P. 100–104.
94. Barenblatt G. I. *The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture* // *Advances in Applied Mechanics*. — 1962. — Vol. 7. — P. 55–129.
95. Robinson P. *A simple cohesive zone model for predicting delamination onset in laminated composites* / P. Robinson, R. Das // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2015. — Vol. 136. — P. 123–140. — DOI: 10.1016/j.engfracmech.2015.01.012.
96. Yang Q. *Cohesive zone models for the delamination of laminated composite materials* / Q. Yang, B. Cox // *Composites Science and Technology*. — 2013. — Vol. 87. — P. 79–87. — DOI: 10.1016/j.compscitech.2013.07.016.
97. Anyfantis K. N. *A novel traction-separation law for the cohesive zone model* / K. N. Anyfantis, N. G. Tsouvalis // *Composites Part B: Engineering*. — 2013. — Vol. 55. — P. 343–357. — DOI: 10.1016/j.compositesb.2013.06.014.
98. Blackman B. R. K. *A simple cohesive zone model for predicting mixed-mode delamination growth* / B. R. K. Blackman, X. Hou // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2015. — Vol. 142. — P. 57–71. — DOI: 10.1016/j.engfracmech.2015.05.013.
99. Raju S. *Implementation of bilinear cohesive laws in finite element analysis of composite delamination* / S. Raju, K. N. Shivakumar // *International Journal of Adhesion and Adhesives*. — 2014. — Vol. 54. — P. 1–12. — DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2014.04.004.
100. París F. *Cohesive zone model for the prediction of fatigue-driven delamination in composite materials* / F. París, V. Mantič, A. Cano // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2019. — Vol. 223. — P. 106401. — DOI: 10.1016/j.engfracmech.2019.106401.

101. Turon A. *Overcoming the cohesive zone limit in composites delamination with TUBA cohesive elements* / A. Turon, J. Soutis, P. P. Camanho [et al.] // *Composite Structures*. — 2024. — Vol. 340. — P. 118156. — DOI: 10.1016/j.compstruct.2024.118156.

102. Moure M. *Analysis of damage localization in composite laminates using a discrete damage cohesive zone model* / M. Moure, S. Sanchez-Saez, E. Barbero // *Composites Part B: Engineering*. — 2015. — Vol. 66. — P. 242–251. — DOI: 10.1016/j.compositesb.2014.11.026.

103. Naghipour P. *Effect of fiber-matrix interface on delamination using cohesive zone model* / P. Naghipour, M. Bartsch, H. Chernova // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. — 2014. — Vol. 61. — P. 64–81. — DOI: 10.1016/j.compositesa.2014.02.006.

104. Sellitto A. *A two-scale damage cohesive zone model for delamination growth prediction* / A. Sellitto, A. Russo, M. Zarrelli // *Composite Structures*. — 2020. — Vol. 235. — P. 111789. — DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111789.

105. Gutkin R. *On the transition from matrix cracking to delamination using cohesive zone modelling* / R. Gutkin, S. Hinterhölzl, S. Petersen // *Engineering Fracture Mechanics*. — 2013. — Vol. 101. — P. 1–14. — DOI: 10.1016/j.engfracmech.2012.12.009.

106. Alderliesten J. *Cohesive zone model for fatigue delamination onset and growth* / J. Alderliesten, R. Benedictus // *Composites Science and Technology*. — 2015. — Vol. 117. — P. 461–468. — DOI: 10.1016/j.compscitech.2015.02.013.

107. Pappas G. *A rate-dependent cohesive zone model for delamination fatigue in composites* / G. Pappas, A. Charalambakis, A. Bezerra // *International Journal of Fatigue*. — 2021. — Vol. 144. — P. 106056. — DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2020.106056.

108. Quaresimin M. *A cohesive zone model for mixed-mode delamination in composites under fatigue loading* / M. Quaresimin, F. Affinito, L. Susmel // *Composites Part B: Engineering*. — 2018. — Vol. 137. — P. 239–248. — DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.11.007.

109. Chen S. *A modified cohesive zone model for delamination growth in composite laminates under cyclic loading* / S. Chen, L. Zhang, J. Xu // *Composite Structures*. — 2022. — Vol. 281. — P. 115012. — DOI: 10.1016/j.compstruct.2021.115012.

110. Li B. *Modeling delamination migration using a cohesive zone approach* / B. Li, C. Soutis, P. Olivier // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. — 2015. — Vol. 76. — P. 289–302. — DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.06.007.

111. Li X. *A temperature-dependent cohesive zone model for delamination in polymer matrix composites* / X. Li, J. Gong, Z. Jiang // *Composites Science and Technology*. — 2023. — Vol. 229. — P. 109712. — DOI: 10.1016/j.compscitech.2022.109712.

112. Turon A. *Accurate simulation of delamination under mixed-mode loading using a cohesive model with a mode-dependent penalty stiffness* / A. Turon, E. V. González, C. Sarrado [et al.] // *Composite Structures*. — 2018. — Vol. 184. — P. 506–511.

113. Heidari-Rarani M. *Finite element modeling strategies for delamination propagation using CZM and XFEM approaches* / M. Heidari-Rarani, M. Sayedain // *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*. — 2019. — Vol. 103. — P. 102275. — DOI: 10.1016/j.tafmec.2019.102275.

114. Sun X. *A cohesive zone model for mixed-mode delamination in composite DCB specimens* / X. Sun, S. Li // *Composite Structures*. — 2014. — Vol. 116. — P. 727–738. — DOI: 10.1016/j.compstruct.2014.05.037.

115. Harper A. *A bilinear cohesive zone model for predicting mode I delamination in composites* / A. Harper, M. R. Wisnom // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. — 2014. — Vol. 65. — P. 122–131. — DOI: 10.1016/j.compositesa.2014.06.005.

116. Reiner A. *Cohesive zone modeling of mode I delamination using bilinear traction-separation law* / A. Reiner, G. Rizzo, S. Kling // *Journal of Composite Materials*. — 2016. — Vol. 50, № 15. — P. 2115–2128. — DOI: 10.1177/0021998315603875.

117. de Moura M. F. S. F. *Cohesive zone modeling on composite bonded joints under mixed-mode loading* / M. F. S. F. de Moura, R. D. S. G. Campilho // *Composites*

Part B: Engineering. — 2013. — Vol. 54, № 1. — P. 340–348. — DOI: 10.1016/j.compositesb.2013.05.012.

118. Carlsson L. A. *Basic implementation of cohesive zone modeling for composite laminates* / L. A. Carlsson, D. F. Adams // *Journal of Reinforced Plastics and Composites.* — 2015. — Vol. 34, № 12. — P. 987–999. — DOI: 10.1177/0731684415586478.

119. Moure M. M. *Analysis of damage localization in composite laminates using a discrete damage model* / M. M. Moure, S. Sanchez-Saez, E. Barbero // *Composites. Part B: Engineering.* — 2014. — Vol. 66. — P. 224–232.

120. Song C. *The Scaled Boundary Finite Element Method. Introduction to Theory and Implementation.* — Hoboken, New Jersey : John Wiley & Sons, 2018. — 478 с.

121. Song C. *Semi-analytical representation of stress singularities as occurring in cracks in anisotropic multi-materials with the scaled boundary finite-element method* / C. Song, J. P. Wolf // *Computers & Structures.* — 2002. — Vol. 80, № 12. — P. 985–998.

122. Song C. *A definition and evaluation procedure of generalized stress intensity factors at cracks and multi-material wedges* / C. Song, F. Tin-Loi, W. Gao // *Engineering Fracture Mechanics.* — 2010. — Vol. 77, № 12. — P. 2316–2336.

123. Ooi E. T. *Adaptation of quadtree meshes in the scaled boundary finite element method for crack propagation modelling* / E. T. Ooi, H. Man, S. Natarajan [et al.] // *Engineering Fracture Mechanics.* — 2015. — Vol. 144. — P. 101–121.

124. Garg N. *Application of scaled boundary finite element method for delamination analysis of composite laminates using cohesive zone modelling* / N. Garg, B. G. Prusty, E. T. Ooi [et al.] // *Composite Structures.* — 2020. — Vol. 253. — P. 112812.

125. Хомченко А.В. Численное моделирование поведения слоистых элементов конструкций из полимерных композиционных материалов при наличии внутренних дефектов под действием динамических нагрузок: дис. ... канд. техн. наук : 1.1.8 / А.В. Хомченко. — Москва, 2023. — 142 с.

126. Больших А.А., Боровков Д.К., Устинов Б.Е. Исследование влияния повреждений локальной зоны крыла на несущую способность подкрепленных композитных панелей / Композитные материалы и конструкции: тезисы докладов тезисы II международной конференции, Москва: Изд-во «Перо», 2021, С. 11.

127. Клесарева М.В., Больших А.А., Назаров Е.В., Устинов Б.Е. Разработка и апробация методики моделирования композитных подкрепленных панелей с учетом дефектов типа *BVID* / Композитные материалы и конструкции: тезисы докладов тезисы II международной конференции, Москва: Изд-во «Перо», 2021, С. 13-15.

128. Белоусов И. С. Экспериментальное определение вязкости межслойного разрушения композитного материала / И. С. Белоусов, В. А. Беспалов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2023. — Т. 8. — С. 81–87.

129. Белоусов И. С. Валидация моделирования процесса расслоения композитных панелей силовых элементов конструкций летательных аппаратов // Космические аппараты и технологии. — 2024. — Т. 8, № 4. — С. 211–221.

130. Белоусов И. С. Метод оценки расслоений в элементах многослойных композитных конструкций // Инженерный журнал: Наука и инновации. — 2024. — Т. 155, № 11.

131. *Advances in Phased Array Ultrasonic Technology Applications*. — Waltham, USA : Olympus NDT, 2007. — 491 с.

132. *Liu D. Size effects on impact response of composite laminates / D. Liu, B. B. Raju, X. Dang // International Journal of Impact Engineering*. — 1998. — Vol. 21, № 10. — P. 837–854.

133. *Sanchez-Saez S. Compression after impact of thin composite laminates / S. Sanchez-Saez, E. Barbero, R. Zaera [et al.] // Composites Science and Technology*. — 2005. — Vol. 65, № 13. — P. 1911–1919.127.

134. *Shabani P. Compression after impact (CAI) failure mechanisms and damage evolution in large composite laminates: High-fidelity simulation and experimental study / P. Shabani, L. Li, J. Laliberte [et al.] // Composite Structures*. — 2024. — Vol. 339. — P. 118–143.

135. *Linke M. Design and validation of a modified compression-after-impact testing device for thin-walled composite plates / M. Linke, F. Flügge, A. J. Olivares-Ferrer // Journal of Composites Science*. — 2020. — Vol. 4, № 3. — Article 113.

136. ANSYS Inc. *Element Reference, release 14.0.* — Canonsburg, PA : ANSYS Inc., 2011. — 1388 с.
137. ANSYS Inc. *Theory Reference, release 14.0.* — Canonsburg, PA : ANSYS Inc., 2011. — 902 с.
138. Ji R. *Effects of debonding defects on the postbuckling and failure behaviors of composite stiffened panel under uniaxial compression* / R. Ji, L. Zhao, K. Wang [et al.] // *Composite Structures.* — 2021. — Vol. 226. — Article 113606.
139. Shokrieh M. M. *Delamination R-curve as a material property of unidirectional glass/epoxy composites* / M. M. Shokrieh, M. Heidari-Rarani, M. R. Ayatollahi // *Materials & Design.* — 2012. — Vol. 34. — P. 211–218.
140. Köllner A. *Predicting buckling-driven delamination propagation in composite laminates: An analytical modelling approach* // *Composite Structures.* — 2021. — Vol. 266. — Article 113773.
141. Белоусов И. С., Беспалов В. А. Обзор существующих подходов к прогнозированию и моделированию расслоений в многослойных композитных материалах / Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов: тезисы докладов школы-семинара СибНИА, Новосибирск: Изд-во СибНИА, 2021, С. 11-12.
142. Беспалов В. А. Численно- экспериментальный анализ влияния на прочность многослойных элементов конструкций дефектов типа расслоения / В. А. Беспалов, Т. В. Бурнышева, И. П. Олегин, И. С. Белоусов // Всероссийская научная конференция с международным участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», г. Москва, 17–19 ноября 2020 г. / Институт прикладной механики РАН, Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН. - 2020. - С. 284-287. DOI: 10.33113/conf.mkmk.ras.2020.069_073.08
143. Белоусов И.С. Анализ влияния на прочность пластин из композиционных материалов дефектов типа расслоения. / Наука. Технологии. Инновации: труды XXI всероссийской научно-технической конференции, в 9 частях; под редакцией А.В. Гаюкиной – Новосибирск, НГТУ, 2020. – ч.9, С.3-4.

144. Белоусов И. С. Моделирование процесса расслоения в композитных материалах / Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов: тезисы докладов всероссийской научно-практической конференции, Новосибирск: Изд-во СибНИА, 2023, с. 14.

145. Белоусов И.С. Моделирование испытаний слоистых композитов с дефектами в виде расслоения / Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В // «Авиация и Космонавтика», тезисы 22-ой международной конференции, Москва, 2023, с.9-10.

146. Белоусов И. С. Моделирование испытаний на сжатие слоистых композитов с дефектами в виде расслоения / И. С. Белоусов, Л. П. Железнов, Т. В. Бурнышева // Вестник Московского авиационного института. — 2024. — Т. 31, № 1. — С. 93–104.

147. Белоусов И. С., Беспалов В. А Моделирование процесса расслоения в композитных материалах / Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов: тезисы докладов школы-семинара СибНИА, Новосибирск: Изд-во СибНИА, 2022, С. 7-8.

148. Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В. Использование метода масштабированных конечных элементов для моделирования процесса расслоения в многослойных композитных материалах / Краевые задачи и математическое моделирование: темат. сб. науч. ст. [текстов. электрон. изд.] / под общ. ред. Е. А. Вячкиной; Мин-во науки и высш. Образования Рос. Федерации; Кузбас. гум.-пед. ин. Кемеров. гос. ун-та. – Новокузнецк: КГПИ КемГУ, 2023. – Электрон. дан. 8 электрон. опт. Дисков (CD-R), - ISBN 978-5-8353-2508-5. С. 19-28.

149. Белоусов И. С. Применение метода масштабированных конечных элементов для решения задачи о расслоении композитной пластины / И.С. Белоусов, Л.П. Железнов, Т. В. Бурнышева, И. П. Олегин, И. С. Белоусов // Всероссийская научная конференция с международным участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», г. Москва, 15–17 ноября 2022 г. / Институт прикладной механики РАН, Отделение

энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН. - 2022. - С. 51-62. ISBN 978-5-00166-850-3.

150. Белоусов И.С. Моделирование процесса расслоения в многослойных композитных материалах с помощью метода масштабированных конечных элементов: сборник статей научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов-2022» (Труды Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, Москва, 08–12 декабря 2022 г.) / И. С. Белоусов, Л. П. Железнов. — Жуковский : ЦАГИ, 2023. — С. 28-24.

151. Матвеев К. А. Выпучивание и послекритическое поведение пластин с дефектами / К. А. Матвеев, Д. А. Моховнев, И. П. Олегин // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. — Новосибирск, 2012. — Т. 12, № 1. — С. 105–111.

152. Белоусов И.С. Исследование влияния геометрических параметров на устойчивость композитной пластины со сквозным непроклеем. / Наука Промышленность Оборона: труды XXIV Всероссийской научно-технической конференции в 4-х томах; под редакцией А.В. Гуськова – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2023. – Т.1, С. 6-17

ПРИЛОЖЕНИЕ «А»
ДИАГРАММЫ ЗАВИСИМОСТИ НАГРУЗКИ ОТ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ДЛЯ
ОБРАЗЦОВ ТИПА ДВОЙНАЯ КОНСОЛЬНАЯ БАЛКА

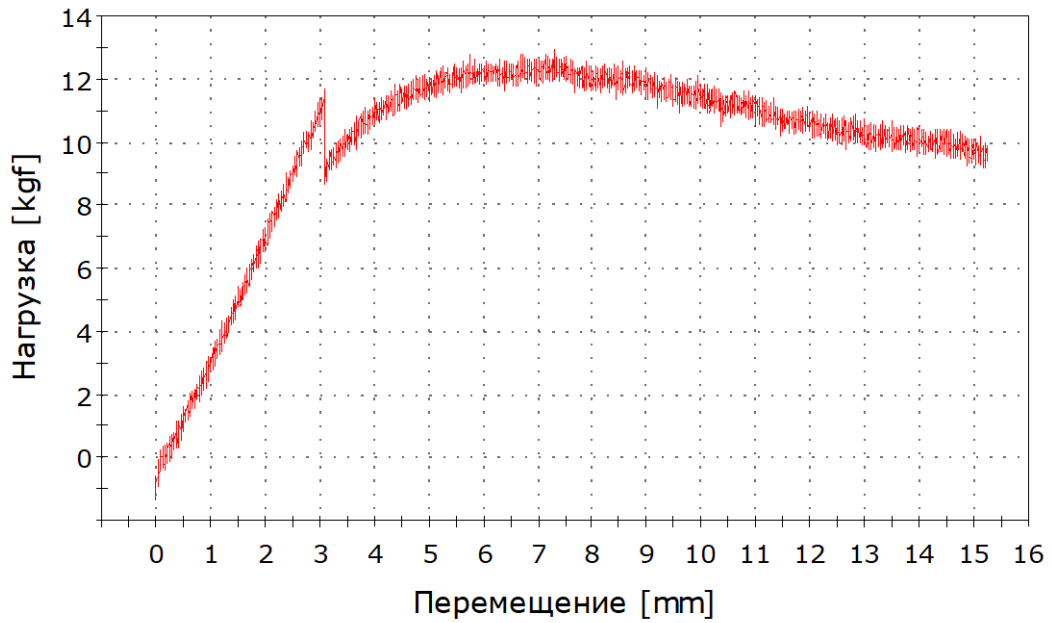


Рисунок А1 — График перемещение – нагрузка образца G1-1

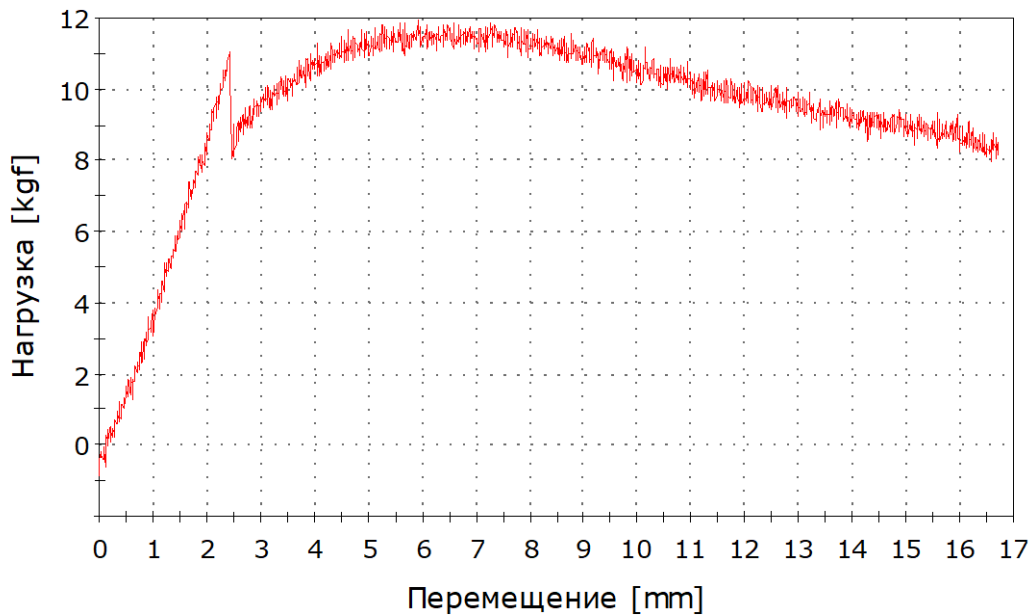


Рисунок А2 — График перемещение – нагрузка образца G1-2

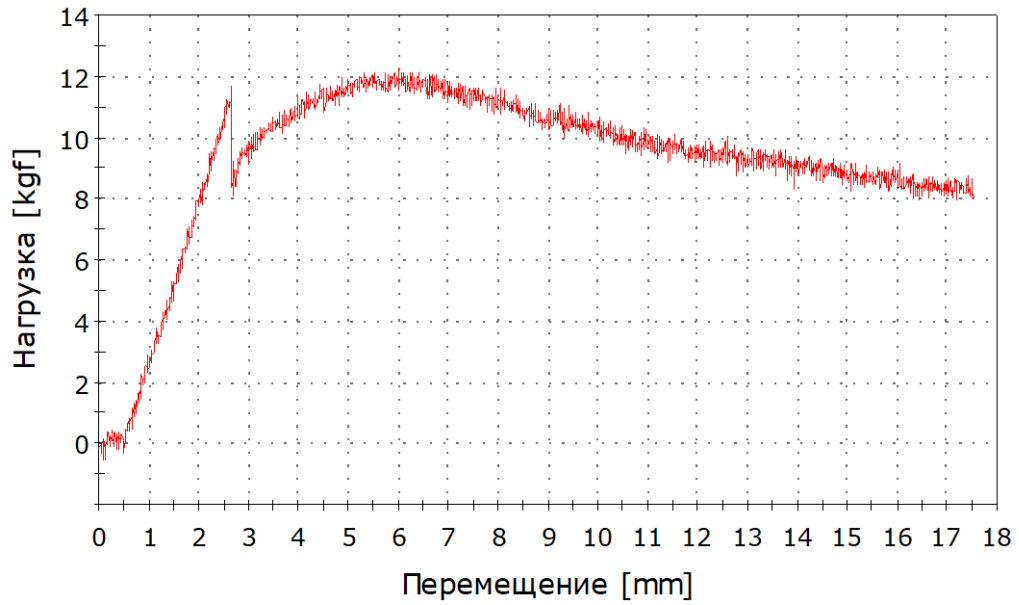


Рисунок А3 — График перемещение – нагрузка образца G1-3

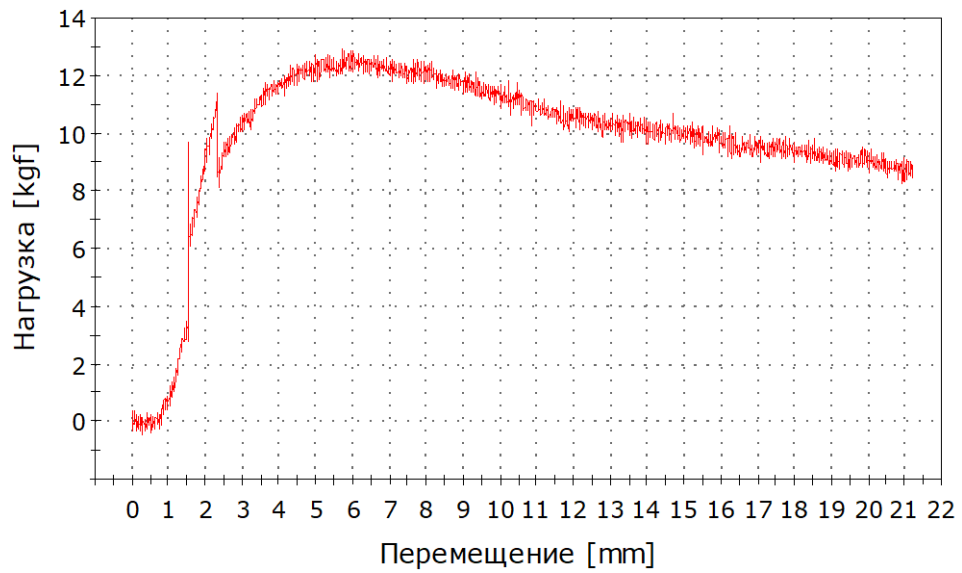


Рисунок А4 — График перемещение – нагрузка образца G1-4

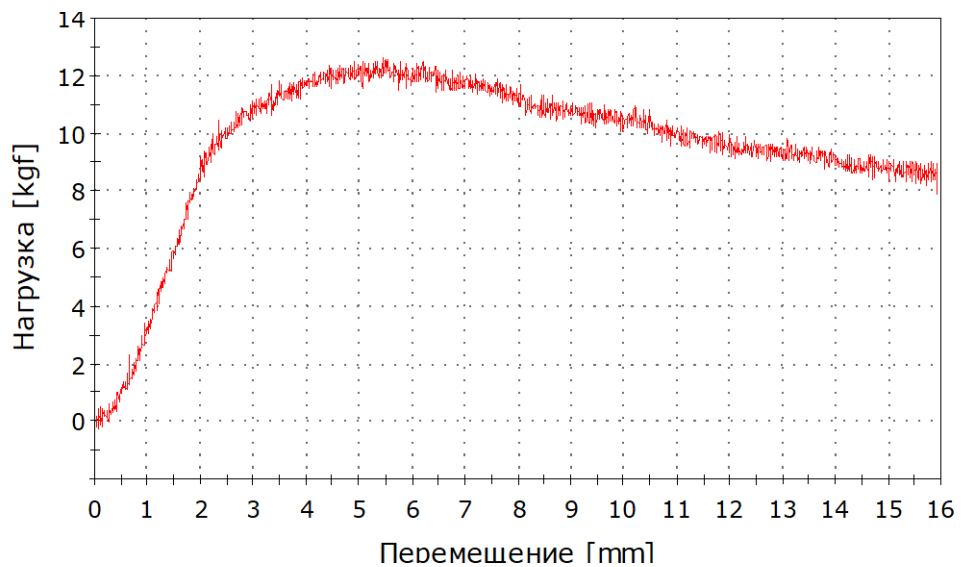


Рисунок А5 — График перемещение – нагрузка образца G1-5

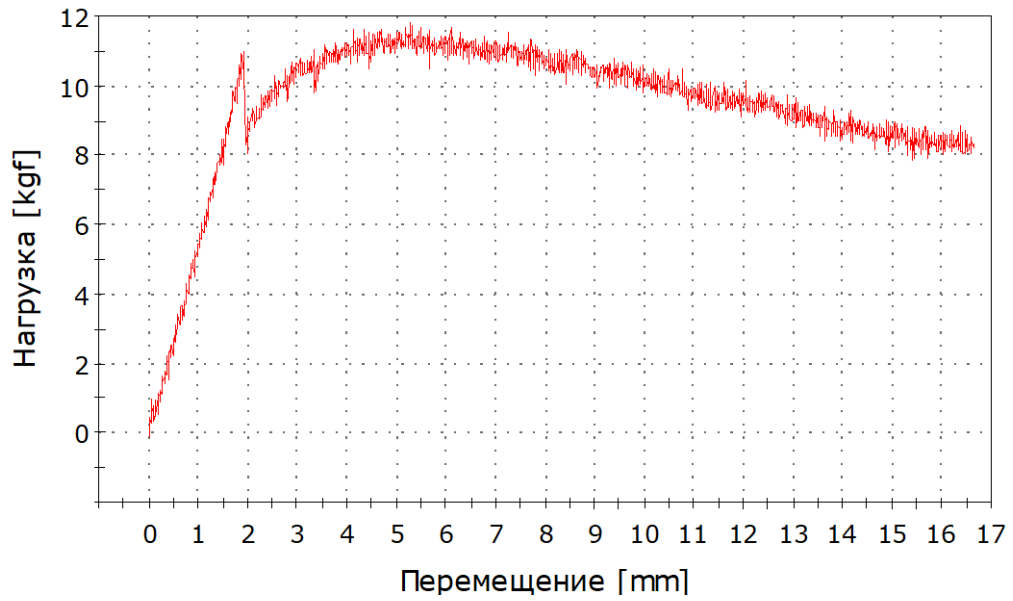


Рисунок А6 — График перемещение – нагрузка образца G1-6

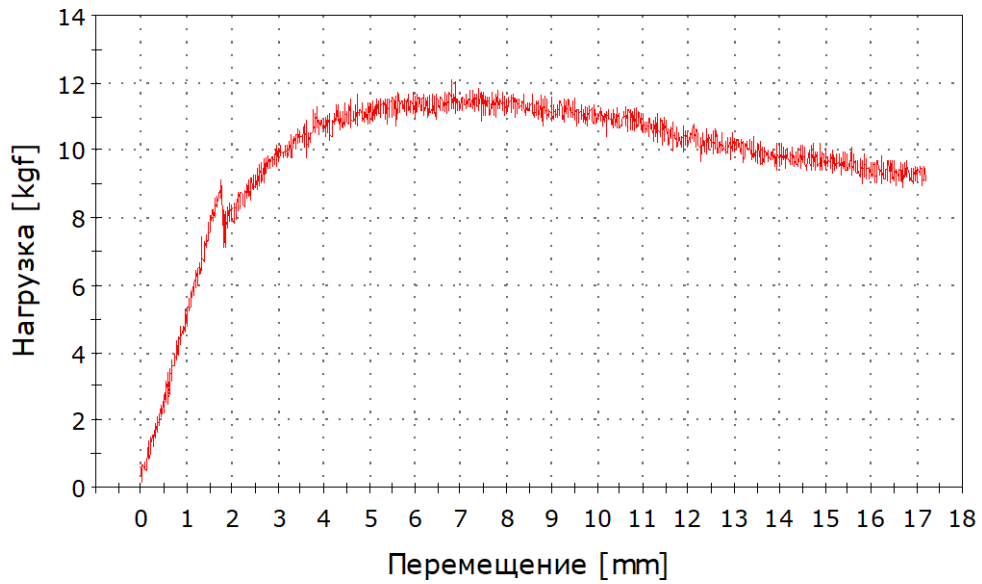


Рисунок А7 — График перемещение – нагрузка образца G1-7

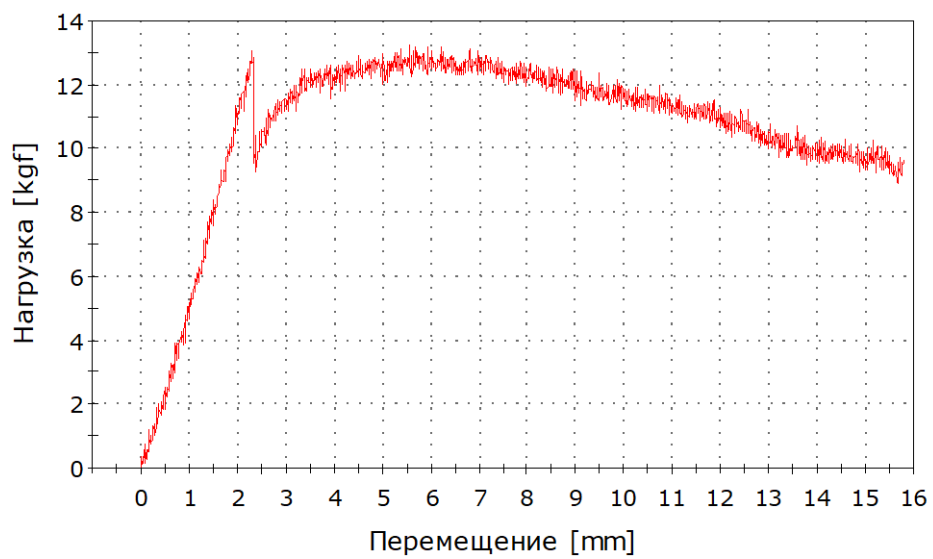


Рисунок А8 — График перемещение – нагрузка образца G1-8

ПРИЛОЖЕНИЕ «Б»
РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ НА ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕЖСЛОЕВОЙ
ВЯЗКОСТИ ОБРАЗЦОВ ТИПА ДВОЙНАЯ КОНСОЛЬНАЯ БАЛКА

Таблица Б1 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-1

G1-1	a , мм	35,5	37,5	47,5	57,5	62,5	67,5	72,5	77,5	82,5
	G_{IC}^A , Н/мм	0,026	0,044	0,066	0,063	0,065	0,069	0,068	0,070	0,066
	G_{IC}^B , Н/мм	0,034	0,056	0,073	0,064	0,063	0,065	0,062	0,062	0,057

Таблица Б2 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-2

G1-2	a , мм	35	38	43	48	53	58	73	83	88	93
	G_{IC}^A , Н/мм	0,026	0,031	0,040	0,048	0,061	0,065	0,067	0,070	0,070	0,071
	G_{IC}^B , Н/мм	0,033	0,037	0,046	0,052	0,064	0,066	0,063	0,063	0,062	0,062

Таблица Б3 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-3

G1-3	a , мм	36,5	38,5	43,5	48,5	53,5	58,5	68,5	73,5	78,5	88,5	36,5
	G_{IC}^A , Н/мм	0,034	0,036	0,045	0,051	0,059	0,066	0,067	0,068	0,073	0,074	0,034
	G_{IC}^B , Н/мм	0,039	0,040	0,049	0,053	0,059	0,065	0,063	0,063	0,067	0,066	0,039

Таблица Б4 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-4

G1-4	a , мм	34,5	38,5	43,5	53,5	58,5	63,5	68,5	78,5	83,5	88,5	93,5
	G_{IC}^A , Н/мм	0,027	0,050	0,066	0,073	0,074	0,078	0,081	0,086	0,087	0,089	0,092
	G_{IC}^B , Н/мм	0,033	0,058	0,073	0,074	0,073	0,075	0,076	0,078	0,078	0,078	0,080

Таблица Б5 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-5

G1-5	a , мм	35	40	42	47	57	62	67	72	77	82	87	92
	G_{IC}^A , Н/мм	0,022	0,035	0,041	0,049	0,050	0,055	0,057	0,061	0,063	0,062	0,067	0,072
	G_{IC}^B , Н/мм	0,026	0,038	0,044	0,051	0,048	0,051	0,053	0,055	0,056	0,054	0,058	0,061

Таблица Б6 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-6

G1-6	a , мм	34,5	40,5	43,5	48,5	53,5	58,5	68,5	78,5	83,5	88,5	93,5
	G_{IC}^A , Н/мм	0,024	0,035	0,048	0,052	0,053	0,053	0,060	0,073	0,071	0,073	0,073
	G_{IC}^B , Н/мм	0,028	0,039	0,052	0,054	0,054	0,053	0,057	0,066	0,064	0,065	0,064

Таблица Б7 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-7

G1-7	a , мм	35	43	44	49	59	64	69	74	84	89	94
	G_{IC}^A , Н/мм	0,018	0,035	0,042	0,051	0,065	0,070	0,075	0,077	0,088	0,086	0,087
	G_{IC}^B , Н/мм	0,021	0,038	0,047	0,055	0,065	0,069	0,072	0,073	0,081	0,079	0,079

Таблица Б8 – Величины межслоевой вязкости разрушения для образца G1-8

G1-8	a , мм	36	38	44	49	59	64	74	79	84	89	94
	G_{IC}^A , Н/мм	0,027	0,032	0,046	0,055	0,058	0,064	0,070	0,073	0,068	0,070	0,067
	G_{IC}^B , Н/мм	0,033	0,037	0,051	0,058	0,058	0,062	0,065	0,066	0,060	0,061	0,058

ПРИЛОЖЕНИЕ «В»
РЕЗУЛЬТАТЫ УЛЬТРАЗВУКОВОГО НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ
ОБРАЗЦОВ ИЗ ПРЕПРЕГА АСМ-102С200UD С МЕЖСЛОЙНЫМ
ДЕФЕКТОМ

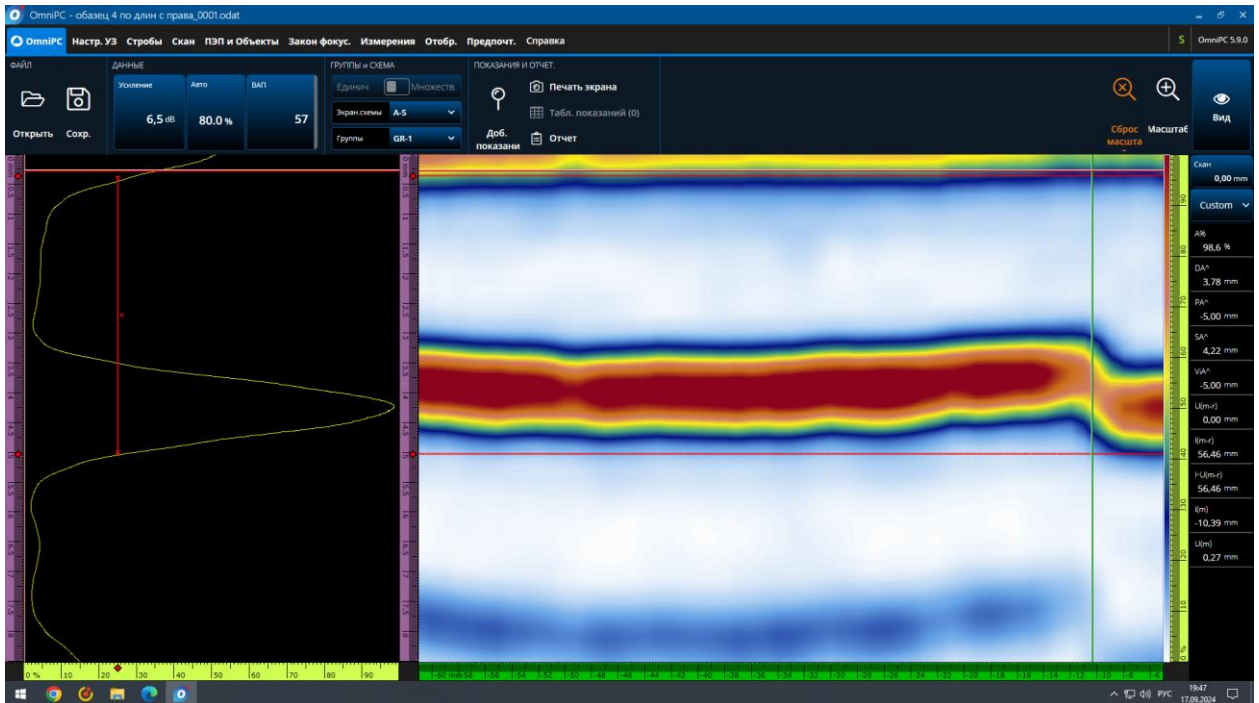


Рисунок В1 — Ультразвуковой S-скан области образца Об2.1 по длине (1)

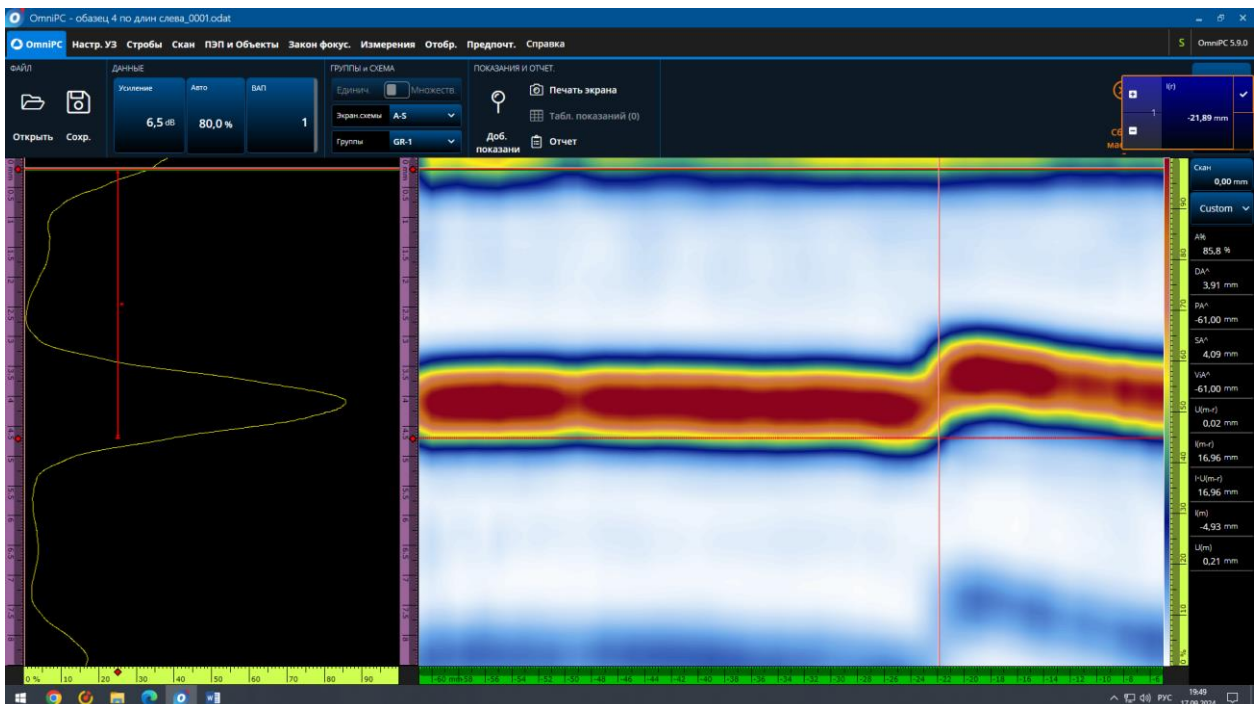


Рисунок В2 — Ультразвуковой S-скан области образца Об2.1 по длине (2)

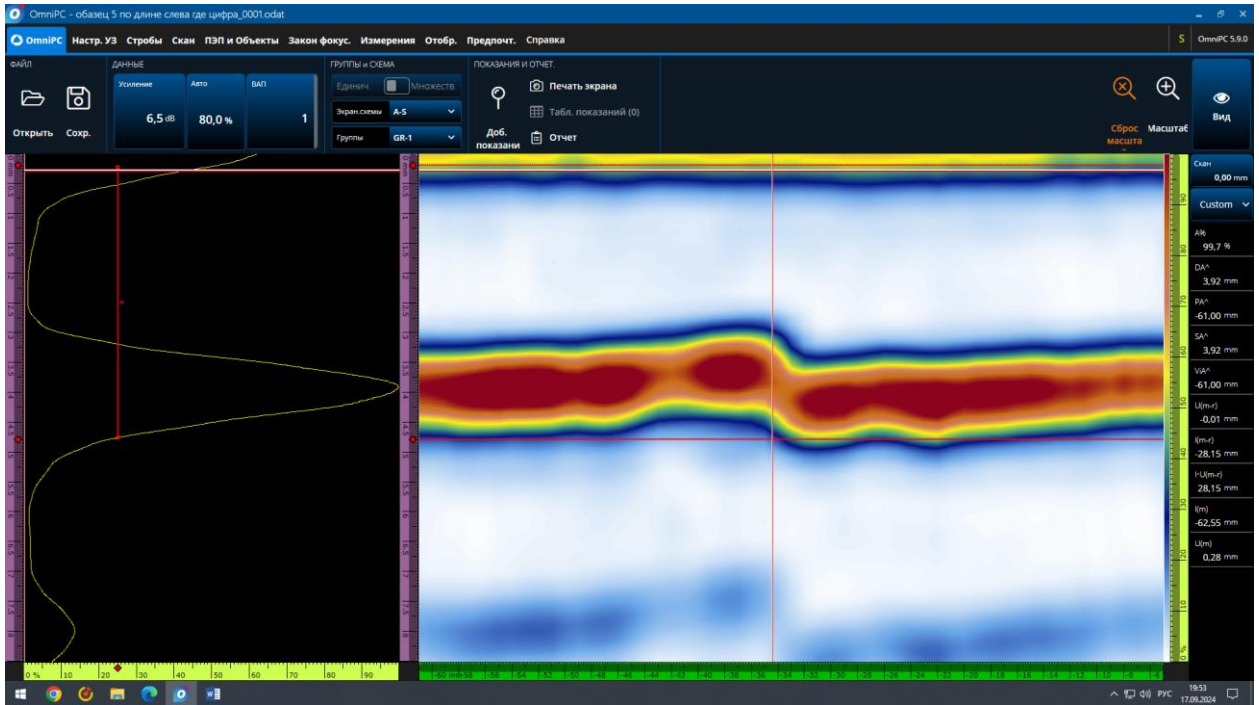


Рисунок В3 — Ультразвуковой S-скан области образца Об2.2 по длине (1)

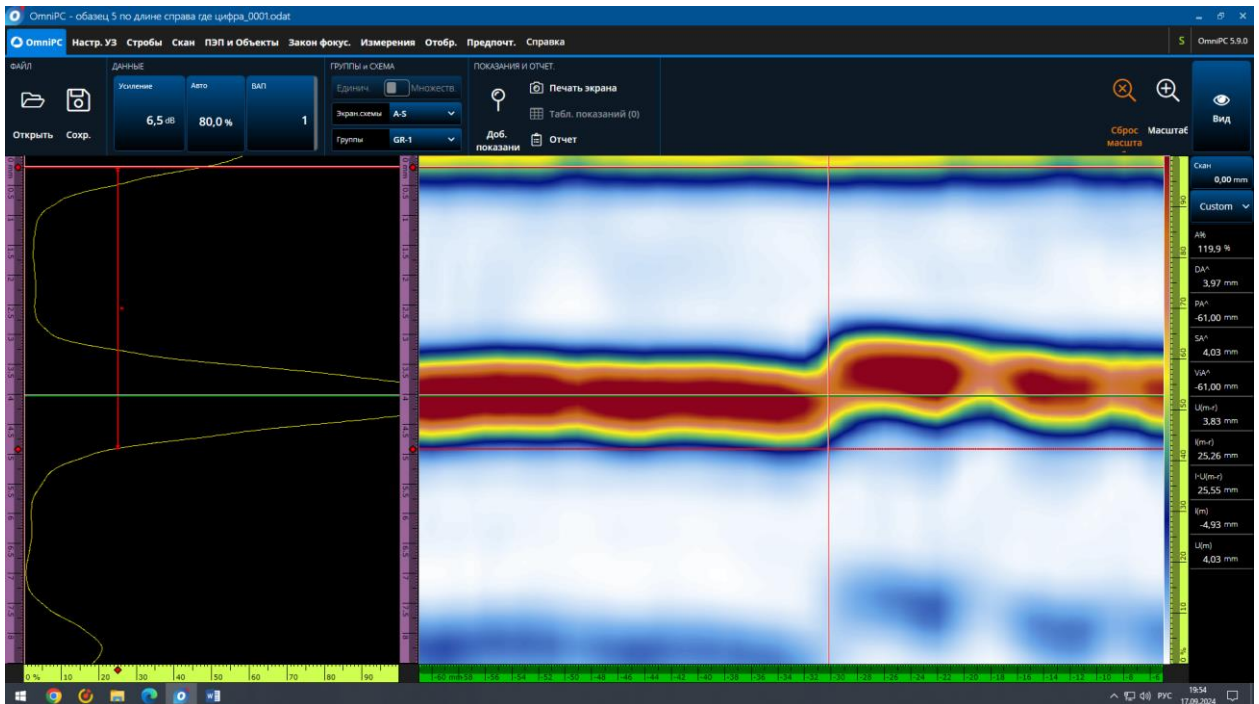


Рисунок В4 — Ультразвуковой S-скан области образца Об2.2 по длине (2)

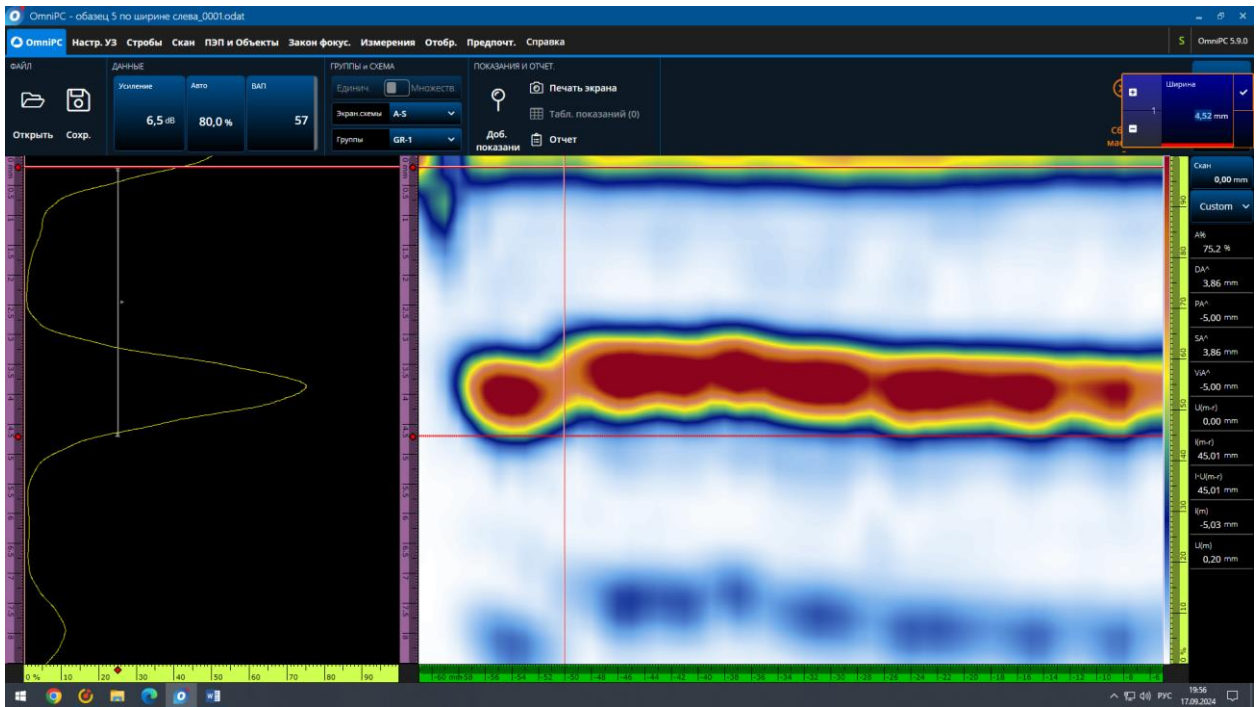


Рисунок В5 — Ультразвуковой S -скан области образца Об2.2 по ширине (1)

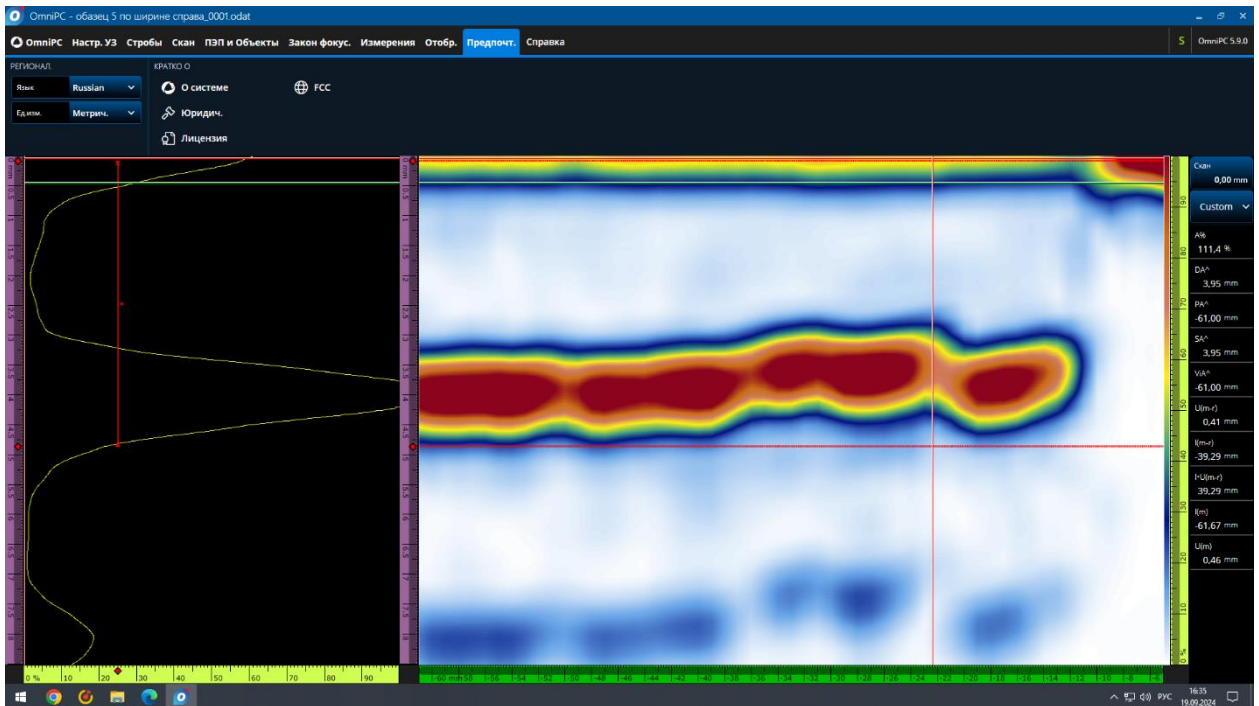


Рисунок В6 — Ультразвуковой S -скан области образца Об2.2 по ширине (2)

ПРИЛОЖЕНИЕ «Г»
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДАННЫЕ О ВЛИЯНИИ МЕЖСЛОЙНОГО
ДЕФЕКТА НА НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ КОМПОЗИТНОЙ
ПЛАСТИНЫ

$S_n = S_d/S$ - относительная площадь дефекта, где S_d – площадь дефекта, S – площадь образца; $A_n = n/N$ - относительная глубина расположения дефекта, где n – количество слоев от поверхности до расположения дефекта, N – количество слоев в композитном пакете; P_{rf} - относительная разрушающая нагрузка, отношение разрушающей нагрузки пластины с дефектом к разрушающей нагрузке соответствующей пластины без дефекта

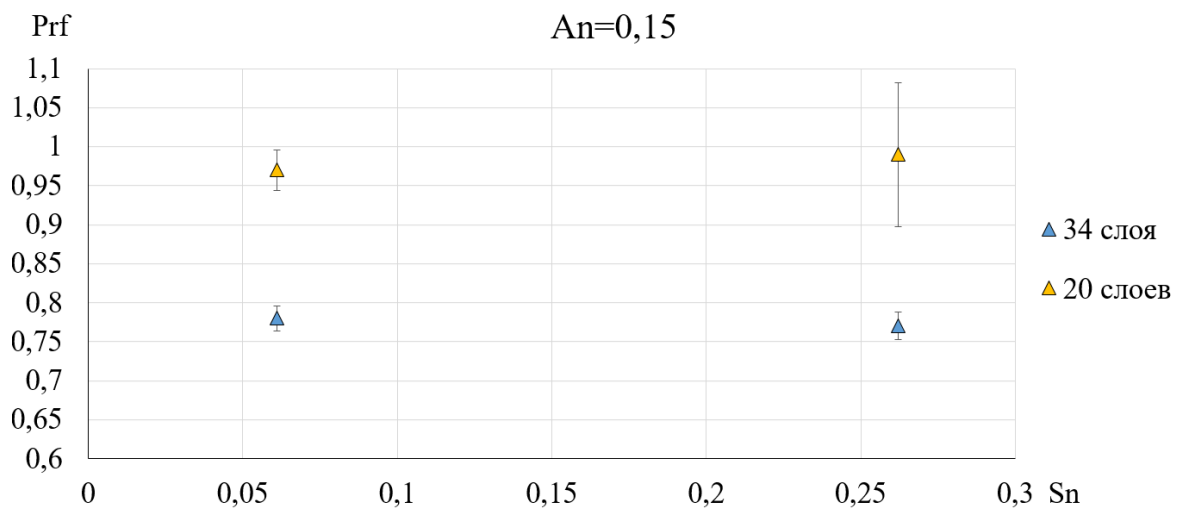


Рисунок Г1 — Экспериментальные данные о влиянии межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины в случае расположения дефекта близко к поверхности ($A_n = 0,15$)

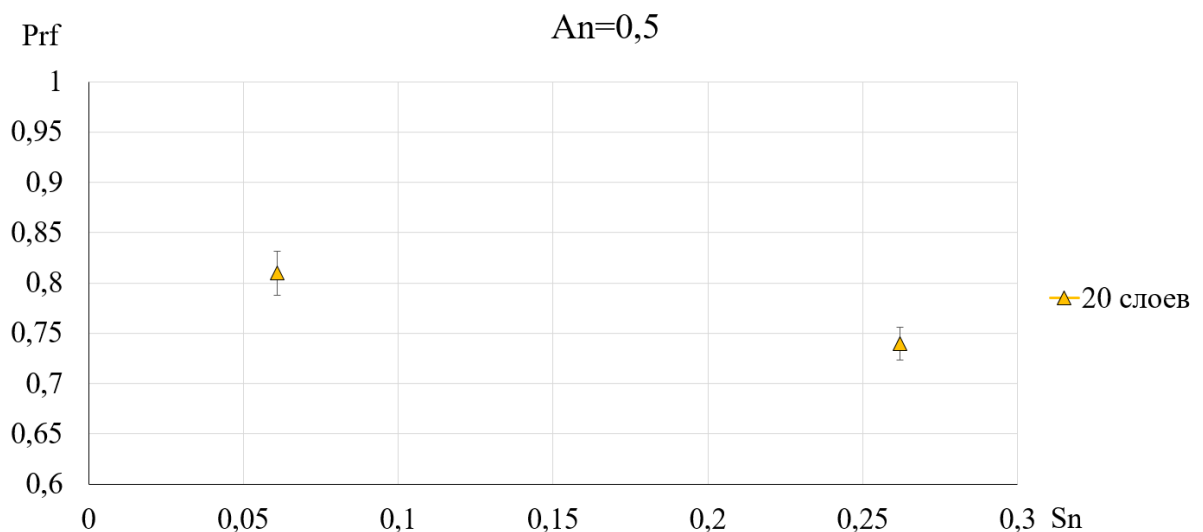


Рисунок Г2 — Экспериментальные данные о влиянии межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины в случае расположения дефекта посередине толщины образца ($A_n = 0,5$)

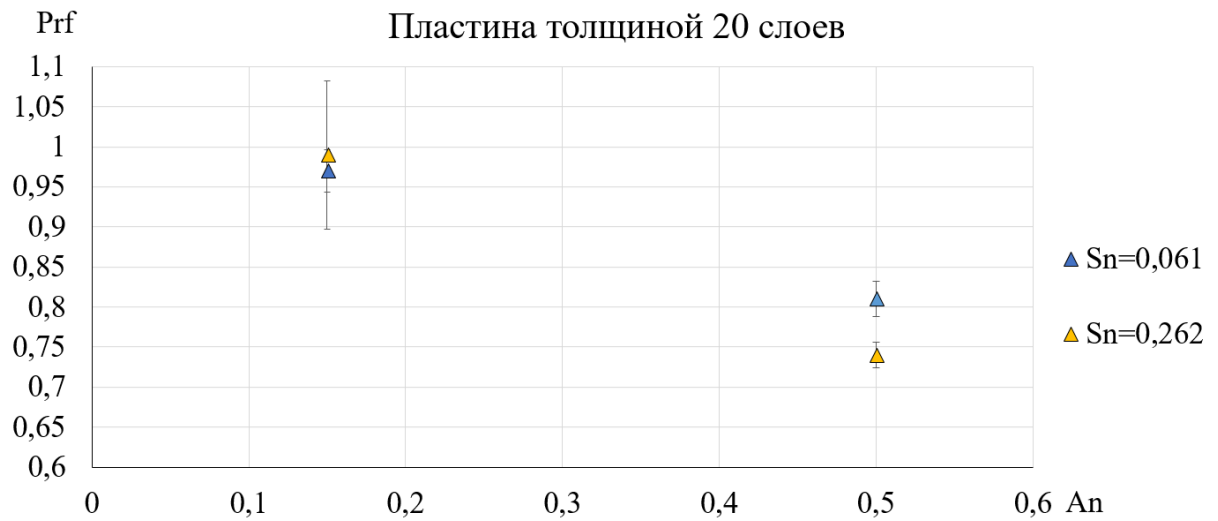


Рисунок Г3 — Экспериментальные данные о влиянии межслойного дефекта на несущую способность композитной пластины толщиной 20 слоев


ПРИЛОЖЕНИЕ «Д» АКТЫ ВНЕДРЕНИЯ

УТВЕРЖДАЮ

Директор

ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»




 В.Е. Барсук
 « 03 » 2026 г.
 М. П.

об использовании результатов диссертационной работы
«Влияние межслойных дефектов на прочность и устойчивость композитных элементов
конструкций летательных аппаратов»

Настоящим актом подтверждается, что результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Белоусова Ильи Сергеевича «Влияние межслойных дефектов на прочность и устойчивость композитных элементов конструкций летательных аппаратов» по специальности 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов использованы в ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» использовались при выполнении следующих научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ:

Научно-исследовательская работа «Расчетно-экспериментальные исследования в обеспечение создания демонстраторов технологий отечественных самолетов для скоростных перевозок на местных и внутрирегиональных воздушных линиях, качественно повышающих безопасность и эффективность функционирования перспективных транспортно-логистических систем по теме: исследования и разработка новых методов испытаний скоростных самолетов мвл с целью повышения безопасности эксплуатации и снижения стоимости разработки», шифр «МА 21-23-Скорость», государственный контракт № 21411.1770290019.18.005, раздел «Разработка метода проверки уровня восстановления характеристик ПКМ силовой конструкции после проведения ремонта при типовых эксплуатационных повреждениях», отчеты № 36-22 (этап 2.4), отчет № 46-23 (этап 3.4). Результаты использовались при планировании и проведении расчетно-экспериментальных исследований.

Государственное задание на тему «Совершенствование аэродинамических, прочностных и лётных экспериментальных методов исследования летательных аппаратов в обеспечение разработки, создания и лётных испытаний демонстраторов технологий отечественных самолётов и вертолётов, в том числе, самолётов местных воздушных линий, самолётов с гибридной и распределённой силовой установкой, сверхзвуковых самолётов и преобразуемых скоростных винтокрылых летательных аппаратов», шифр «Модернизация-2030», выполняемого по соглашению от 22.01.2025 г. № 020-03-2025-009, раздел «Совершенствование методов расчётно-экспериментальной отработки характеристик местной прочности, устойчивости, усталостной долговечности и живучести нерегулярных участков панелей крыла из КМ с использованием универсального нагружающего приспособления/стенда». Результаты использовались при планировании расчетно-

экспериментальных исследований о влиянии производственных дефектов в виде межслоевого непрочлея на несущую способность крыльевых панелей с использованием крупногабаритных КПО в универсальном стенде.

Результаты диссертационной работы использовались для оценки и принятия решения о необходимости проведения ремонтных работ сегмента верхней панели обшивки летного демонстратора самолета малой авиации.

Начальник НИО-2



А.С. Лазненко

Заместитель директора по научной работе



Д.Н. Смирнов

ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»

УТВЕРЖДАЮ:

Проректор по научной работе и
инновациям НГТУ

Р.т.п. Орто Артур Исаакович



2026 г.

о внедрении в ФГБОУ ВО «Новосибирский государственный технический университет» результатов диссертационной работы

Настоящим актом подтверждается внедрение результатов диссертационной работы Белоусова Ильи Сергеевича на тему «Влияние межслойных дефектов на прочность и устойчивость композитных элементов конструкций летательных аппаратов» в образовательный процесс кафедры «Прочность летательных аппаратов» факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета.

Предмет внедрения: влияние межслойного дефекта на несущую способность композитных пластин. Характер внедрения в образовательный процесс направления 15.03.03 – «Прикладная механика»:

1. В рамках реализации факультативной дисциплины «Проектная деятельность» используются подходы к проведению натурных испытаний на сжатие образцов, выполненных из многослойного углеродного материала, с дефектами в виде сквозного или круглого непрочекля при получении студентами навыков проведения натурных испытаний пластин из композиционных материалов.

2. В рамках реализации дисциплины «Механика композиционных материалов» при выполнении практических заданий используются выявленные зависимости разрушающей нагрузки композитных пластин от геометрических параметров дефекта и глубины его залегания, которые необходимо учитывать при моделировании элементов конструкций ЛА и расчете этих элементов на прочность и устойчивость.

3. В рамках выполнения выпускных квалификационных работ используются подходы к построению параметрических расчетных моделей композитных пластин с дефектами.

Декан факультета летательных аппаратов

д.т.н., доцент

Чинахов Дмитрий Анатольевич