

Научная статья
УДК 629.7.015.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184996>
EDN: <https://www.elibrary.ru/OANPXC>



Комплексный анализ роста ударных повреждений в композитном элементе конструкции при циклическом сжатии

Николай Васильевич Турбин¹, Николай Олегович Кононов²✉

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

¹ turbinnv@mai.ru ORCID: 0000-0001-8887-4586, Scopus ID: 57314201500

² kononovno@mai.ru ✉ ORCID: 0009-0002-2665-4785, Scopus ID: 58671051700

Аннотация. Проведены исследования роста повреждений, вызванных ударом падающим грузом, в опытных образцах из ламината, армированного углеродным волокном, под действием циклического сжатия. Цель данного исследования – выявление закономерностей роста ударных повреждений в композитном элементе при циклических нагрузках на основе испытаний, неразрушающего контроля и теоретической модели роста заложенного расслоения. Определены размеры и глубина внутренних расслоений до и после испытаний. Циклические испытания выявили несколько стадий нестабильного роста расслоений и их остановку до истечения заданного числа циклов. Характеристики возникновения и роста обнаруженных повреждений с помощью ультразвукового контроля прогнозируются с использованием теоретического анализа. Подтверждена возможность расчетной оценки устойчивости к повреждениям композитного элемента при циклических нагрузках.

Ключевые слова: композитные конструкции, устойчивость к повреждениям, прогрессирующее расслоение, усталость при сжатии после удара, механические испытания, механика разрушения, ультразвуковая дефектоскопия

Для цитирования: Турбин Н.В., Кононов Н.О. Комплексный анализ роста ударных повреждений в композитном элементе конструкции при циклическом сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 108–117. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184996>

Original article

Complex Analysis of the Impact Damages Growth in the Composite Element under Cyclic Compression

Nikolay V. Turbin¹, Nikolay O. Kononov²✉

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ turbinnv@mai.ru

² kononovno@mai.ru ✉

© Турбин Н.В., Кононов Н.О., 2025

Abstract

The studies of damage growth caused by the impact were conducted on the test samples from laminate reinforced by the carbon fiber under the cyclic compression. The basic principle of the composite structures design with account for the damage tolerance is a principle of the damage no-growth, which means that damage, appeared while operation or manufacturing should not grow after its occurrence under static or cyclic loads in the specified environmental conditions. In composite structures, the governing principle for damage tolerant design is a No-Growth philosophy, which means that once the damage occurs due to service or fabrication issues, it is not allowed to grow under static or cyclic loads and under prescribed environmental conditions. The means of compliance for the damage tolerance regulation suggest testing of the structure with induced artificial damage zones. The amount of such testing is obviously limited by the budget of the project and the possibilities of the structure's critical zones prediction methods. The objective of the study consists in revealing patterns of the impact damages growth in the composite element at cyclic loads based on the tests, non-destructive control and theoretical model of the imbedded delamination. The test samples are made of unidirectional polymer composite material with hard lay-up and cut by high-speed machining tool. Theoretical model includes expressions for computing buckling strains of the elliptical delamination, as well as expressions for the quasi-equilibrium delamination growth under biaxial compressive load computation. To illustrate the theoretical model implementation, the article presents the qualitative results obtained with the equations for critical delamination strains, quasi-equilibrium growth of delamination, and the equations for the durations of delamination growth. The size and depths of internal delaminations prior and after testing employing ultrasonic control were determined. The results of the non-destructive control after 40,000 load cycles revealed the growth of one delamination in the transverse direction relative to the load. Such an orientation of growth is typical for the uniaxial cyclic compression test after the impact, which was noted in several studies. The delamination activated under the load was near the back side of the sample and was oriented by the major axis of the ellipse along the 90° direction of the laminate. Progression of the composite damaged state detected by the ultrasonic testing corresponds to the prediction by the theoretical model. The tests were conducted on the SUNS-890-500 servo-hydraulic mechanical testing machine, which allows both static and dynamic testing. Cyclic tests revealed several stages of delamination growth and growth stunt before the end of the fatigue testing cycle base. Although the specimen compliance monotonically increases during cycling, no step changes are being observed during the period of delamination growth. Thus, the occurrence and growth of delamination are not recorded when monitoring the sample compliance during testing, hence additional methods for monitoring damage growth are required. It follows from the experimental results processing that the presented theoretical model is able to qualitatively predict the location of damage initiation in the material corresponding to the experimental results. The technique for the activated delamination location determining is based on the comparison of the delamination initiation coefficients and critical strains of the embedded delamination. Thus, the possibility of the damage tolerance estimation of a composite element under cyclic loads is confirmed.

Keywords: composite structures, damage tolerance, progressive delamination, compression fatigue after impact, mechanical testing; fracture mechanics; ultrasonic inspection

For citation: Turbin N.V., Kononov N.O. Complex Analysis of the Impact Damages Growth in the Composite Element under Cyclic Compression. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):108-117. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184996>

List of Figures

Fig 1. The scheme of the applied loads on the element with embedded delamination and basic notation and coordinate frame

Fig 2. Dependencies of delamination size on the applied deformation, obtained by the delamination buckling condition (blue line), the damage equilibrium growth (green line), 1, 2 – delamination size growth lines (a); fatigue delamination stable growth lines 1 and unstable delamination growth 2 (b)

Fig 3. The compliance evolution versus fatigue cycles

Fig 4. Delamination initiation factor and buckling strains for each registered delamination through the sample 1 thickness (Impact and CFAI)

List of tables

Table. Delamination comparison in the samples 1 and 2 (the depth is determined from the upper surface of the sample).
A - Transverse direction; B - Longitudinal (loading) direction

Введение

Композитные материалы широко применяются в современных конструкциях, имеющих существенные ограничения по весу [1, 2]. При сертификации первичных конструкций, например самолетов, предъявляются повышенные требования к обоснованию прочности, которые включают оценку устойчивости к повреждениям. Основным принципом проектирования композитных конструкций с учетом устойчивости к повреждениям является принцип неразвития повреждения, который означает, что после возникновения повреждения в результате эксплуатации или изготовления оно не должно расти при статических или циклических нагрузках и в предписанных условиях окружающей среды. Обеспечение соответствия нормам допустимых повреждений предполагает испытания конструкции с искусственно нанесенными зонами повреждений. Объем таких испытаний, очевидно, ограничен бюджетом проекта и возможностями методов прогнозирования критических зон конструкции.

Для анализа устойчивости конструкции к повреждениям на ранних стадиях проектирования необходимы методы прогнозирования таких оценок. Эти методы должны быть основаны на понимании влияния дефекта на характеристики конструкции. Известно, что наиболее негативное влияние на остаточную прочность композитных конструкций оказывают ударные повреждения, в том числе от низкоскоростных локальных ударов. К первым трем категориям повреждений, а именно к едва заметному ударному повреждению (BVID), видимому ударному повреждению (VID) типа 1 и VID типа 2, предъявляются наиболее жесткие требования с точки зрения контролепригодности и остаточной усталостной прочности. Также известно, что в наибольшей степени подвержена воздействию удара прочность на сжатие [3]. Такое свойство материалов и конструкций было названо прочностью при сжатии после удара (Compression After Impact, CAI) [4], аналогом которой является усталостная прочность после удара (Compressive Fatigue After Impact, CFAI) [5], если рассматривается работа конструкции при циклических нагрузках.

На данный момент не разработаны стандартные инструменты для прогнозирования прочности CFAI. Тем не менее это направление исследования продолжает развиваться [6–10]. Насколько известно авторам, опубликовано всего несколько работ, в которых рассматриваются методы оценки повреждаемости композитных конструкций при повторных нагрузках. Найденные подходы весьма различны по своей природе: от чисто корреляционного анализа, основанного на обширных

экспериментах [6, 7, 10], до сложного вычислительного анализа, включающего множество моделей механики повреждений [6, 8]. Также разработаны упрощенные инженерные подходы [9]. В работе [6] были представлены две аналитические модели для анализа усталости после удара, подтвержденные экспериментами на образцах тканого стеклокомпозита при различных условиях циклического нагружения. Первая модель основана на корреляции между энергией удара и остаточными усталостными свойствами материалов. Влияние параметров цикла усталостной нагрузки и последовательности нагружения также учитывалось в модели с помощью дополнительных корреляционных зависимостей. Каждый уровень корреляции требовал дополнительного набора параметров аппроксимации, т.е. большего количества испытаний. Вторая модель была реализована в системе конечно-элементного анализа и содержала поэлементный анализ повреждений, вызванных ударом, а затем анализ накопления усталости. Накопление усталости регулировалось правилами деградации жесткости, которые активировались в случае выполнения критериев усталости во время текущего цикла нагружения. С точки зрения механики повреждений эта численная модель имеет потенциальные трудности с локализацией повреждений и определением направлений распространения повреждений [11], что препятствует прогнозированию эволюции состояния повреждений и усталостной прочности элементов конструкции. Указанные недостатки модели анализа Чжэн-Цян Чена и др. были устранены в модели Хармана и др. [8]. В этой численной модели для расчета накопления повреждений в композитном материале после ударного воздействия как при статических, так и при циклических нагрузках использовались современные модели механики разрушения. Несмотря на это, авторы пришли к выводу, что предсказанную морфологию повреждений при циклических нагрузках трудно сравнить с экспериментальными результатами. Оба рассмотренных выше подхода к моделированию устойчивости к повреждениям были продемонстрированы на стандартном образце [4]. Сомнительно, что такие методы анализа могут быть масштабированы для оценки эволюции повреждений в реальных конструкциях из-за высокой потребности в вычислительных ресурсах для расчета и трудозатратах на предварительную обработку конечно-элементной модели.

Существуют также некоторые примеры инженерных подходов к прогнозированию повреждаемости. Одна модель прогнозирования устойчивости к повреждениям [9] использует значение предела усталости при циклическом сжатии ламината.

В указанной работе скорость высвобождения упругой энергии деформации (СВУД) рассчитывалась для отслоения после потери устойчивости с использованием приближенных аналитических выражений. Сам предел усталости при циклическом сжатии определялся как значение деформации, при которой СВУД достигает значения вязкости разрушения материала связующего по первой моде G_k . Сравнение расчетных деформаций после потери устойчивости, приведенных к СВУД, равному G_k , для расслоений разной глубины показало хорошее соответствие с началом роста расслоения при испытаниях. При этом расчетная конфигурация и фактическая конфигурация расслоений не совпадают.

Экспериментальные исследования, посвященные изучению механизмов развития повреждений в образцах CFAI, дают гораздо больше примеров, чем теоретические исследования по этой теме. В обзоре недавней работы Биagini [12] были рассмотрены наиболее значимые исследования в области экспериментальных наблюдений CFAI. Для характеристики эволюции повреждений в ударном образце, нагруженном циклическим сжатием, обычно использовались следующие методы: отслеживание изменения жесткости [8, 12–16]; мониторинг роста расслоения с помощью методов неразрушающего контроля (NDE), таких как ультразвуковой контроль [8, 12–16, 20], термография [15] или акустография [9, 17]; косвенная диагностика распространения повреждений с помощью акустической эмиссии [12] и исследования изменения формы потери устойчивости над расслаиваемой областью [8, 9, 13–15]. В большинстве исследований зарегистрированный рост расслоения был внезапным, в то время как косвенные индикаторы процесса повреждения (акустическая эмиссия, термография, изменение формы потери устойчивости и т. д.) свидетельствовали о непрерывном процессе, который можно разделить на несколько характерных фаз. Также было показано, что содержание фаз в процессе повреждения CFAI зависит от уровня сжимающей нагрузки и истории нагружения [17]. В рассмотренных работах отсутствует теоретический анализ, который мог бы объяснить наблюдения, предсказать новые результаты испытаний и оценить поведение поврежденных композитов в эксплуатации с минимальным количеством данных, необходимых для определения параметров расчетной модели, и, с другой стороны, без чрезмерного упрощения, которое сделало бы теорию неприменимой для прикладных задач.

Целью данного исследования является выявление закономерностей роста ударных повреждений в композитном элементе при циклических нагрузках на основе испытаний, неразрушающего контроля и

теоретического моделирования инициации и роста заложенного расслоения. Показано, что представленная теоретическая модель инициации и роста заложенного расслоения способна предсказать место зарождения повреждений в материале, соответствующее результатам эксперимента.

Теоретический анализ инициации и роста расслоения

Теоретический анализ зарождения и роста повреждений после удара основан на работе Болотина [18]. Ниже приводятся основные расчетные выражения для критических деформаций отслоения и условия квазиравновесного роста расслоения. Подробный вывод данных расчетных выражений представлен в работе [18].

Критические сжимающие деформации

Для анализа поврежденное состояние элемента конструкции после удара аппроксимируется заложенным расслоением эллиптической формы (рис. 1), а сам элемент подвергается двухосному сжатию с заданными деформациями ϵ_x , ϵ_y вдоль осей эллипса расслоения. В случае циклического нагружения ϵ_x , ϵ_y это будут экстремальные значения циклических деформаций, для рассматриваемых здесь циклов сжатия–сжатия это будут минимальные деформации цикла.

Принимается, что в элементе с заложенным расслоением при сжатии рост повреждений может произойти только при превышении критических сжимающих деформаций для отслоения. Деформированное состояние механической системы, состоящей из основного элемента (ламината) и отслоения, рассчитывается при допущении, что деформация в отслоении после потери устойчивости остается равной критической деформации потери устойчивости.

Функция прогибов $w(x,y)$ выражается через

$$w(x, y) = f \left(1 - \frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} \right), \quad (1)$$

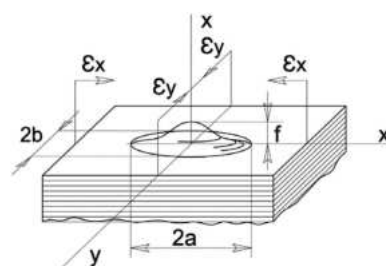


Рис. 1 Схема нагрузок, действующих на элемент с заложенным расслоением, основные обозначения и система координат

где f – амплитуда прогиба. На контуре отслоения выполняются граничные условия для $w(x,y)$, соответствующие закреплению.

Критические деформации, при которых отслоение теряет устойчивость, определяются из условия

$$U_b = W, \quad (2)$$

где U_b – энергия упругого изгиба; W – квадратичный функционал линейной теории упругой устойчивости.

Окончательно критические деформации:

$$\varepsilon_x^* = \frac{E_y (a^2 + \nu_{yx} b^2) (\varepsilon_x a^2 - \varepsilon b^2) + \left(\frac{h}{a}\right)^2 H(a, b)}{H_1(a, b)}; \quad (3)$$

$$\varepsilon_y^* = \frac{E_y (b^2 + \nu_{xy} a^2) (\varepsilon_x b^2 - \varepsilon a^2) + \left(\frac{h}{a}\right)^2 H(a, b)}{H_1(a, b)};$$

$$H(a, b) = \frac{12(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})}{h^3} \left[D_x b^4 + \frac{2(D_{xy} + 2D_t)}{3} a^2 b^2 + D_y a^4 \right];$$

$$H_1(a, b) = E_x b^4 + 2\nu_{xy} E_x a^2 b^2 + E_y a^4,$$

где h – толщина отслоения; ν_{xy} , ν_{yx} , E_x , E_y – коэффициенты Пуассона и эквивалентные изгибные модули упругости отслоения, соответственно; D_x , D_{xy} , D_y , D_t – компоненты матрицы изгибной жесткости отслоения.

Стрела отслоения определяется выражением

$$f^2 = \frac{3a^2 b^2}{H_1(a, b)} \left[E_x \varepsilon_x (b^2 + \nu_{xy} a^2) + E_y \varepsilon_y (a^2 + \nu_{yx} b^2) - \frac{h^2 H(a, b)}{a^2 b^2} \right]. \quad (4)$$

Комбинация выражений для критических деформаций (3) и максимального прогиба (4) позволяет определить квазиравновесный и устойчивый размер расслоения.

Критерии роста повреждений

Из принципа Гриффитса [18, 19] следует, что квазиравновесный процесс повреждения, характеризуемый геометрическим параметром повреждения (например, длиной трещины), происходит, если выполняется следующее условие:

$$G_j = \Gamma_j, \quad (5)$$

где G_j – обобщенная движущая сила распространения трещины; Γ_j – обобщенная сила сопротивления распространению трещины.

При $G_j < \Gamma_j$, трещина будет называться субравновесной, при $G_j = \Gamma_j$ – равновесной, при $G_j > \Gamma_j$ – неравновесной [18, 19].

Субравновесные трещины устойчивы, а неравновесные – неустойчивы.

Когда приложенные сжимающие деформации превысят критические, т. е. $\varepsilon_x > \varepsilon_x^*(a, b)$, $\varepsilon_y > \varepsilon_y^*(a, b)$, упругая энергия системы будет равна

$$U = U_b + U_c + U_0, \quad (6)$$

где U_b – упругая энергия изгиба отслоения; U_c – упругая энергия сжатия отслоения; U_0 – упругая энергия основного элемента.

В предположении, что после деформации потери устойчивости в отслоении остаются равными критическим деформациям, выводится следующее выражение:

$$U_c + U_0 = \text{const} - \frac{\pi abh}{2(1 - \nu_{xy}\nu_{yx})} \times$$

$$\times \left[E_x (\varepsilon_x^2 - \varepsilon_x^{*2}) + 2\nu_{xy} E_x (\varepsilon_x \varepsilon_y - \varepsilon_x^* \varepsilon_y^*) + E_y (\varepsilon_y^2 - \varepsilon_y^{*2}) \right]. \quad (7)$$

В (7) в явном виде представлены только члены, влияющие на значения обобщенных сил. Обобщенные движущие силы трещины определяются как

$$G_a = -\frac{\partial U}{\partial a}; \quad G_b = -\frac{\partial U}{\partial b}. \quad (8)$$

Силы сопротивления распространению трещины будут иметь вид:

$$\Gamma_a = 2\pi\gamma_0 b; \quad \Gamma_b = 2\pi\gamma_0 a, \quad (9)$$

где γ_0 – количество энергии, необходимое для создания новой поверхности трещины, на единицу площади поверхности трещины; $2\gamma_0$ – свойство материала, характеризующее его вязкость разрушения.

Равновесные размеры расслоения определяются из условия (9):

$$G_a = \Gamma_a; \quad G_b = \Gamma_b. \quad (10)$$

На рис. 2 представлены качественные результаты, полученные с помощью уравнений (3), (10) и интегрирования уравнений скоростей роста расслоений [18].

В соответствии с теоретическими основами, описанными в данном разделе, рост усталостного расслоения прогнозируется только в области, ограниченной потерей устойчивости отслоения (синяя зона на рис. 2, а) и равновесным ростом (зеленая зона на рис. 2, а), ε_∞ обозначает минимальную деформацию для возникновения квазистатического равновесного расслоения, которая служит границей

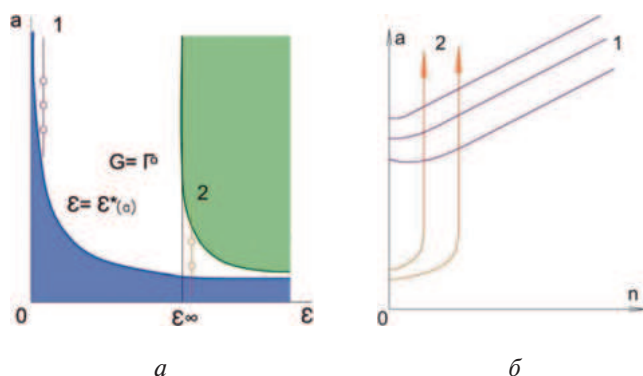


Рис. 2. Зависимости размера расслоения от приложенной деформации, полученные по условию потери устойчивости отслоения (синяя линия), равновесного роста повреждения (зеленая линия), 1, 2 – линии увеличения размеров расслоений (а); линии устойчивого роста усталостного расслоения 1 и неустойчивого роста расслоения 2 (б)

между двумя классами роста расслоения при циклических нагрузках: устойчивым и неустойчивым (рис. 2, б).

Эксперимент

Изготовление образцов

Испытывались образцы углепластика, изготовленные из монослоев однонаправленного препрега ACM 102 C130UD. Последовательность укладки с преобладанием нулевых слоев была выбрана таким образом, чтобы процентная формула ламината была близка к [50%, 40%, 10%]. Числа в квадратных скобках обозначают относительную долю слоев с углом 0°, ±45° и 90° соответственно. Номинальная толщина ламината составляла 4,94 мм.

Испытания образцов

Образцы подвергались ударному воздействию по стандарту [4]. Окно в оснастке имело размеры по длине и ширине 125 ± 1 мм и 75 ± 1 мм соответственно. Использовался полусферический ударник диаметром 16 мм. Энергия удара рассчитывалась по стандарту [4] и составила 33 Дж.

Испытания проводились на сервогидравлической механической испытательной машине SUNS-890-500, предназначенной для использования при статических и динамических испытаниях.

Использовалось приспособление для испытаний на механическое сжатие после удара ASTM D 7136. Приспособление предназначено для испытания на сжатие после удара образцов с геометрией плоской пластины 150 на 100 мм. В динамических и статических испытаниях реализовывалось одноосное сжатие.

Один образец был испытан в статическом режиме САИ для оценки остаточной прочности образцов

на сжатие. Скорость нагружения при квазистатическом испытании составляла 2 мм/мин. Остальные образцы были испытаны в динамическом режиме. Результаты динамических испытаний, представленные ниже, были получены при испытании одного образца циклами сжатия–сжатия с максимальной сжимающей нагрузкой, равной 70% от максимальной статической нагрузки, коэффициентом асимметрии $R = 10$ и частотой нагружения 5 Гц, форма цикла нагрузки – синусоида.

Результаты испытаний

Глубина вмятины на образцах после удара не превышала 0,3 мм, поэтому повреждения можно отнести к едва заметным ударным (BVID).

Статические испытания показали максимальную сжимающую нагрузку 107436 Н, что дает прочность на сжатие 217,48 МПа при номинальной площади сечения образца 494 мм².

Динамическое испытание было остановлено после 50000 циклов нагружения. Во время усталостной циклической обработки на обеих сторонах образца наблюдалась потеря устойчивости отслоений.

Начало процесса повреждения было идентифицировано по появлению характерного рваного треска, определяемого на слух, примерно на 4000-м цикле нагружения. Через незначительное время звук затихал, и в течение остальных циклов нагружения не было отмечено никаких признаков развития повреждения.

Динамика увеличения податливости во время испытания представлена на рис. 3. Податливость C_i для цикла нагружения i рассчитывалась по разности между максимальным $U_{\max}$ и минимальным $U_{\min}$ смещением для цикла i , $\Delta U_i = U_{\max_i} - U_{\min_i}$ и между максимальной $F_{\max_i}$ и минимальной $F_{\min_i}$ нагрузкой $\Delta F_i = F_{\max_i} - F_{\min_i}$ для данного цикла:

$$C_i = \frac{\Delta U_i}{\Delta F_i}. \quad (11)$$

Хотя податливость монотонно увеличивается по ходу циклирования, ступенчатых изменений в период роста расслоения не наблюдается.

В таблице приведено сравнение основных расслоений в образцах 1 и 2, полученных по результатам двухстороннего сканирования ультразвуковым эхо-импульсным методом [20]. Данные включают номера слоев, глубину от верхней поверхности образца, размеры каждого расслоения. Ультразвуковой контроль образцов проводился при помощи роликового сканера с линейной решеткой на 64 элемента. Использован широкодиапазонный преобразователь с центральной частотой 5 МГц.

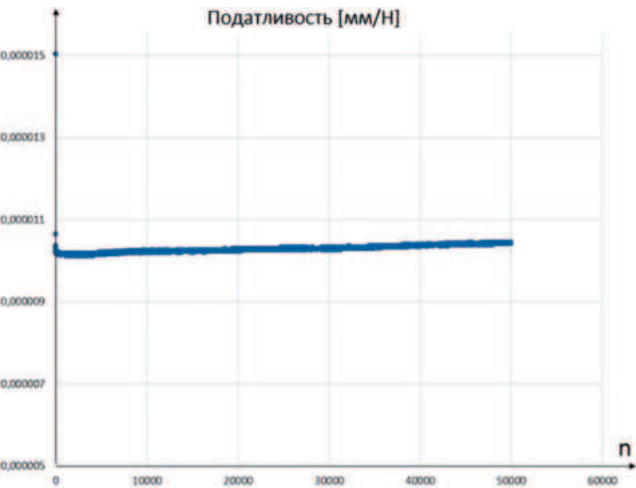


Рис. 3. Изменение податливости в зависимости от циклов нагрузки

После 40 000 циклов нагружения выросло одно расслоение в поперечном направлении. Такая ориентация роста типична для одноосного испытания CFAI, что было отмечено в нескольких исследованиях. Активное расслоение находилось вблизи задней стороны образца и было ориентировано большей осью эллипса вдоль направления ламината 90°.

Результаты теоретического анализа повреждений

Теоретический анализ проводился для оценки потенциального места зарождения расслоения при циклическом сжатии с использованием аппроксимации ударного повреждения (см. выше) и картины повреждения, полученной в результате неразрушающего контроля образца.

Коэффициент инициации расслоения для каждого отдельного расслоения определяется как отношение движущей силы трещины к силе сопротивления трещине $G(b,\epsilon)/\Gamma_b$ для роста в направлении ширины b расслоения. Для адаптации выражений $G(b,\epsilon)$ (8) и Γ_b (9) для реализованного в испытаниях случая однонаправленной деформации ϵ_x ($\epsilon_y = 0$) использовалась приближенная геометрия эллипса каждого расслоения в образце 1 со сторонами a и b , равными размерам расслоения вдоль направлений x и y соответственно. Деформация потери устойчивости ϵ_x^* для каждого расслоения была рассчитана с использованием (7) и вышеприведенных допущений для расчета $G(b,\epsilon)/\Gamma_b$.

Результаты проведенных аналитических расчетов представлены на рис. 4.

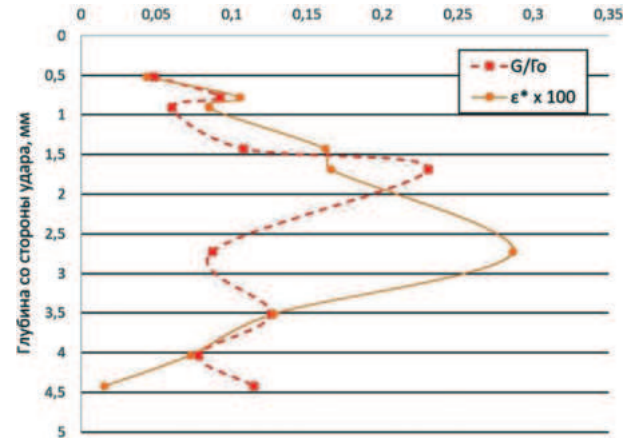


Рис. 4. Коэффициент зарождения расслоения и деформации потери устойчивости для каждого зарегистрированного расслоения по толщине образца 1 (удар и CFAI)

Таблица. Сравнение расслоений в образцах 1 и 2 (глубина определяется от верхней поверхности образца. A – поперечное направление; B – продольное направление (нагрузка))

Образец 1			Образец 2		
Слой, №	Глубина, мм	Размеры, $A \times B$, мм	Слой, №	Глубина, мм	Размеры, $A \times B$ мм
5	0,52	39,1 × 24,2	5	0,52	8,0 × 21,6
7	0,78	27,9 × 24,0	6	0,72	38,0 × 20,0
8	0,91	46,9 × 31,3	8	0,91	46,0 × 33,5
12	1,43	43,9 × 35,5	12	1,44	47,0 × 34,3
15	1,80	19,7 × > 41,3	14	1,64	26,0 × > 41,5
21	2,59	54,9 × 41,3	20	2,45	> 45,0 × > 30,3
31	3,66	57,7 × 33,8	32	3,9	48,0 × 17,5
35	4,03	28,3 × > 41,5 (до CFAI)	34	4,15	29,0 × 22,3
		32,8 × > 41,5 (После CFAI)			

Из рис. 4 видно, что коэффициент инициации расслоения имеет максимум на глубине 1,8 мм и несколько более низких пиков в других местах. Однако расслоение в месте максимального коэффициента инициации расслоения не было активировано в эксперименте, о чем свидетельствуют данные НК.

Тот факт, что в действительности проросло другое расслоение, можно объяснить, если рассмотреть деформации потери устойчивости для каждого расслоения одновременно с коэффициентом инициации расслоения $G(b, \varepsilon)/\Gamma_b$ (рис. 4). Очевидно, что активированное расслоение имело пиковый коэффициент инициации расслоения и минимальную деформацию потери устойчивости. Пересчет коэффициентов $G(b, \varepsilon)$ и Γ_b для всех отслоений после потери устойчивости в данном исследовании не проводился, хотя можно обоснованно предположить, что потеря устойчивости одного отслоения приведет к снижению коэффициента инициации расслоения и деформаций потери устойчивости для остальных отслоений.

Выводы

Представлен комплексный анализ роста ударных повреждений в композитном элементе при циклических нагрузках, включающий испытания, неразрушающий контроль, теоретический анализ инициации роста ударного повреждения в образце. Удары с одинаковой энергией дали схожую картину распределения расслоений по толщине образца. Геометрия пятна повреждения образца от удара со стандартной энергией сопоставима с результатами других исследований [12–17].

Теоретическая модель, основанная на приближенной форме заложеного расслоения, позволяет предсказать место зарождения расслоения при циклических нагрузках. Методика определения места активированного расслоения основана на сравнении коэффициентов инициации расслоения трещин и критических деформаций потери устойчивости отслоений. В отличие от работы [9], определенное место инициации расслоения подтверждается результатами послойного неразрушающего контроля.

Рост расслоения в ходе усталостных испытаний был неустойчивым, что допускается теоретической моделью. Неустойчивое расслоение возникало в начале динамических испытаний. Этот факт дополняет выявленные сценарии роста ударного повреждения из схожих исследований [12–17]. Совокупность сценариев роста ударного повреждения допускается теоретической моделью, и в дальнейшем предполагается проверить работу теоретической модели при различных зафиксированных сценариях роста ударного повреждения.

Возникновение и рост расслоения не фиксируются при контроле податливости образца во время испытаний, поэтому необходимы дополнительные методы контроля роста повреждения.

Список источников

1. Митрофанов О.В., Торопылина Е.Ю. Определение толщин ортотропных панелей кессона крыла при закрытом состоянии с учетом мембранных и изгибных напряжений // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 82–92.
2. Бадрухин Ю.И., Терехова Е.С. Рациональное проектирование тонкостенных несущих панелей из слоистого композита при комбинированном нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 130–139. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177614>
3. Davies G., Irving P. Impact, post-impact strength and post-impact fatigue behaviour of polymer composites // In book: Polymer Composites in the Aerospace Industry. Woodhead Publishing, 2015, pp. 231–259. DOI: 10.1016/B978-0-85709-523-7.00009-8
4. ASTM D7137/D7137M Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. 2013, pp. 513–529.
5. Pascoe J.A. Slow-growth damage tolerance for fatigue after impact in FRP composites: Why current research won't get us there // Procedia Structural Integrity. 2020. Vol. 28, pp. 726–733. DOI: 10.1016/j.prostr.2020.10.084
6. Cheng Z.Q., Tan W., Xiong J.J. Progressive damage modelling and fatigue life prediction of plain-weave composite laminates with low-velocity impact damage // Composite Structures. 2021. Vol. 273: 114262. DOI: 10.48550/arXiv.2106.09096
7. Cheng Z.Q., Tan W., Xiong J.J. Modelling Pre-fatigue, Low-velocity Impact and Fatigue behaviours of Composite Helicopter Tail Structures under Multipoint Coordinated Loading Spectrum // Composite Structures. 2022. DOI: 10.48550/arXiv.2205.02939
8. Harman A.B., Webb L., Chang P., et al. Post-Impact Fatigue Durability Assessment of Composite Laminates for Enhanced Aircraft Sustainment // AIAA Journal. 2022. Vol. 60. No. 2, pp. 938–950. DOI: 10.2514/1.J060401
9. Butler R., Almond D.P., Hunt G.W., et al. Compressive fatigue limit of impact damaged composite laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2007. Vol. 38. No. 4, pp. 1211–1215. DOI: 10.1016/j.compositesa.2006.04.010
10. Staroverov O., Mugatarov A., Yankin A., et al. Description of fatigue sensitivity curves and transition to critical states of polymer composites by cumulative distribution functions // Fracture and Structural Integrity. 2022. Vol. 17. No. 63, pp. 91–99. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.63.09
11. Dávila C.G., Rose C., Larve E.V. Modeling fracture and complex crack networks in laminated composites //

- Mathematical Methods and Models in Composites. 2013. С. 297-347. DOI: 10.1142/9781848167858_0008
12. Biagini D. Fatigue behavior of impacted carbon fiber reinforced plastics. Doctoral thesis. Delft University of Technology, 2024, 145 p. DOI: 10.4233/uuid:09ac860d-dbf7-4d02-a750-8267afb26a
 13. Bogenfeld R., Gorsky C. An experimental study of the cyclic compression after impact behavior of CFRP composites // Journal of Composites Science. 2021. Vol. 5. No. 11, pp. 296. DOI: 10.3390/jcs5110296
 14. Biagini D., Pascoe J.A., Alderliesten R.C. Experimental investigation of fatigue after impact damage growth in CFRP // Procedia Structural Integrity. 2022. Vol. 42, pp. 343-350. DOI: 10.1016/j.prostr.2022.12.042
 15. Tuo H., Wu T., Lu Z. et al. Evaluation of damage evolution of impacted composite laminates under fatigue loadings by infrared thermography and ultrasonic methods // Polymer Testing. 2021. Vol. 93: 106869. DOI: 10.1016/j.polymertesting.2020.106869
 16. Староверов О.А., Струнгарь Е.М., Мугатаров А.И. и др. Остаточная прочность и усталостная долговечность слоистого полимерного композита в условиях сжатия после удара // Вестник ПНИПУ. Механика. 2024. № 5. С. 106-119. DOI: 10.15593/perm.mech/2024.5.09
 17. Chen A.S., Almond D.P., Harris B. Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography // International journal of fatigue. 2002. ol. 24. No. 2-4, pp. 257-261.
 18. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов // Механика композитных материалов. 1984. № 2. С. 239-255.
 19. Griffith A.A. VI. The phenomena of rupture and flow in solids // Philosophical transactions of the royal society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character. 1921. Vol. 221. No. 582-593, pp. 163-198. DOI: 10.1098/rsta.1921.0006
 20. Nageswaran C., Bird C.R., Takahashi R. Phased array scanning of artificial and impact damage in carbon fibre reinforced plastic (CFRP) // Insight: Non-destructive testing & condition monitoring. 2006. Vol. 48. No. 3, pp. 155-159. URL: <https://www.ndt.net/?id=3474>

References

1. Mitrofanov OV, Toropylina EY. The Wing Caisson Orthotropic Panels Thicknesses Determining at the Supercritical State with Regard to Membrane and Bending Stresses. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):82-92. (In Russ.).
2. Badrukhin YI, Terekhova ES. Rational design of thin-walled load-bearing laminated composite panels under combined loading. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):130-139. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177614>
3. Davies G, Irving P. Impact, post-impact strength and post-impact fatigue behaviour of polymer composites. In the book: *Polymer Composites in the Aerospace Industry*. Woodhead Publishing; 2015. p. 231-259. DOI: 10.1016/B978-0-85709-523-7.00009-8
4. ASTM D7137/D7137M Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. 2013. p. 513-529.
5. Pascoe JA. Slow-growth damage tolerance for fatigue after impact in FRP composites: Why current research won't get us there. *Procedia Structural Integrity*. 2020;28:726-733. DOI: 10.1016/j.prostr.2020.10.084
6. Cheng ZQ, Tan W, Xiong JJ. Progressive damage modelling and fatigue life prediction of plain-weave composite laminates with low-velocity impact damage. *Composite Structures*. 2021;273:114262. DOI: 10.48550/arXiv.2106.09096
7. Cheng ZQ, Tan W, Xiong JJ. Modelling Pre-fatigue, Low-velocity Impact and Fatigue behaviours of Composite Helicopter Tail Structures under Multipoint Coordinated Loading Spectrum. *Composite Structures*. 2022. DOI: 10.48550/arXiv.2205.02939
8. Harman AB, Webb L, Chang P, et al. Post-Impact Fatigue Durability Assessment of Composite Laminates for Enhanced Aircraft Sustainment. *AIAA Journal*. 2022;60(2):938-950. DOI: 10.2514/1.J060401
9. Butler R, Almond DP, Hunt GW, et al. Compressive fatigue limit of impact damaged composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2007;38(4):1211-1215. DOI: 10.1016/j.compositesa.2006.04.010
10. Staroverov O, Mugatarov A, Yankin A, et al. Description of fatigue sensitivity curves and transition to critical states of polymer composites by cumulative distribution functions. *Fracture and Structural Integrity*. 2022;17(63):91-99. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.63.09
11. Dávila CG, Rose C, Larve EV. Modeling fracture and complex crack networks in laminated composites. *Mathematical Methods and Models in Composites*. 2013;297-347. DOI: 10.1142/9781848167858_0008
12. Biagini D. Fatigue behavior of impacted carbon fiber reinforced plastics. Doctoral thesis. Delft University of Technology; 2024. 145 p. DOI: 10.4233/uuid:09ac860d-dbf7-4d02-a750-8267afb26a
13. Bogenfeld R, Gorsky C. An experimental study of the cyclic compression after impact behavior of CFRP composites. *Journal of Composites Science*. 2021;5(11):296. DOI: 10.3390/jcs5110296
14. Biagini D, Pascoe JA, Alderliesten RC. Experimental investigation of fatigue after impact damage growth in CFRP. *Procedia Structural Integrity*. 2022;42:343-350. DOI: 10.1016/j.prostr.2022.12.042
15. Tuo H, Wu T, Lu Z, et al. Evaluation of damage evolution of impacted composite laminates under fatigue loadings by infrared thermography and ultrasonic methods.

- Polymer Testing*. 2021;93:106869. DOI: 10.1016/j.polymertesting.2020.106869
16. Staroverov OA, Strungar EM, Mugatarov AI, et al. Residual Strength and Fatigue life of Woven Composite under Compression after Impact Loading. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2024(5):106-119. (In Russ.). DOI: 10.15593/perm.mech/2024.5.09
 17. Chen AS, Almond DP, Harris B. Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography. *International journal of fatigue*. 2002;24(2-4):257-261.
 18. Bolotin VV. Defects of delamination type in structures made of composite materials. *Mekhanika kompozitnykh materialov*. 1984(2):239-255. (In Russ.).
 19. Griffith AA. VI. The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical transactions of the royal society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*. 1921;221(582-593):163-198. DOI: 10.1098/rsta.1921.0006
 20. Nageswaran C, Bird CR, Takahashi R. Phased array scanning of artificial and impact damage in carbon fibre reinforced plastic (CFRP). *Insight: Non-destructive testing & condition monitoring*. 2006;48(3):155-159. URL: <https://www.ndt.net/?id=3474>

Статья поступила в редакцию / Received 02.04.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 29.04.2025
Принята к публикации / Accepted 30.04.2025