

Научная статья

УДК 629.735.33.015.4:539.43

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186675>

EDN: <https://www.elibrary.ru/PBOTYI>



Приближенный метод оценки остаточной прочности композитных тонкостенных элементов конструкции ЛА при наличии низкоскоростного ударного повреждения

Мансур Фоатович Гарифуллин¹, Илья Александрович Казаков^{2✉}, Владимир Александрович Киреев³

^{1, 2, 3} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Московская область, Российская Федерация

²normist@tsagi.ru✉

Аннотация. Рассмотрены упрощенные расчетные модели, применяемые для оценки остаточной прочности композитных пластин с ударным повреждением. Отмечены их основные преимущества и недостатки, а также границы применимости. Предложена модель изменения деградации упругих свойств композитного материала в области повреждения. С помощью этой модели выполнены расчеты концентрации напряжений вокруг дефекта с исходными данными, приведенными в литературе. Рассмотрен вариант использования эмпирической зависимости для определения степени деградации свойств на основе данных о размерах повреждения.

Ключевые слова: остаточная прочность композитных пластин, низкоскоростные ударные повреждения, концентрация напряжений в зоне дефектов

Для цитирования: Гарифуллин М.Ф., Казаков И.А., Киреев В.А. Приближенный метод оценки остаточной прочности композитных тонкостенных элементов конструкции ЛА при наличии низкоскоростного ударного повреждения // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 137–146. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186675>

Original article

Approximate Method for the Residual Strength Assessing of the Aircraft Composite Thin-Walled Structural Elements in the Presence of Low-Velocity Impact Damage

Mansur F. Garifullin¹, Ilia A. Kazakov^{2✉}, Vladimir A. Kireev³

^{1, 2, 3} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

²inormist@tsagi.ru✉

Abstract

The low-velocity impact damages significantly affect the residual strength with carbon fiber and epoxy matrix composite parts. The impact results in various defects such as fibers disruption, matrix cracking, delamination etc. Visual detection of such damage herewith is hampered. Thus, the “damage-tolerant design” concept has become widespread.

Simplified models are employed to determine the residual strength of the composite structural elements in the presence of defects at early design stages. The presented article examines various versions of these models, highlighting their basic pros and contras. Based on the literature review, some comments on the effectiveness and scope of application of simplified models are made. The error of such models is 10–20% on average. It is noted that empirical formulas are used to reduce the required number of experimental data.

The authors proposed a model of a composite material properties degradation in the impact damage area. The stiffness degradation is being set by the reducing coefficients, changing in the defect zone by the predetermined law. A polynomial of a given degree is adopted as a function of the change of degradation coefficients. Thus, the damage model depends on the two parameters, which are minimum reducing coefficient and the degree of the polynomial. The stress concentration computations at the defect zone boundary were performed with the finite element method. The damage was modeled by a zone with reduced stiffness. The article presents the graphs of the stress concentration dependence at various parameters of the properties degradation model. An algorithm for these parameters selecting based on the available experimental data is proposed.

To reduce the number of tests, an empirical model for the properties degradation grade determining inside the damaged zone is proposed. The dependence of the degradation coefficient on the relative defect area is well described by an exponential function. The empirical dependence parameters were determined with the Matlab Curve Fitting Toolbox. It is demonstrated that the coefficient in the empirical function can be set equal to the degree of the polynomial in the property degradation model as a first approximation. The error of the degradation coefficient determining herewith will be less than 20%.

Keywords: residual strength of composite plates, low-velocity impact damages, stress concentration in the defects zone

For citation: Garifullin M.F., Kazakov I.A., Kireev V.A. Approximate Method for the Residual Strength Assessing of the Aircraft Composite Thin-Walled Structural Elements in the Presence of Low-Velocity Impact Damage. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):137–146. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186675>

List of Figures

Fig. 1. Computational mesh for a plate with defect model

Fig. 2. Model of elastic properties degradation coefficient changes

Fig. 3. Stress concentration at different models of properties degradation

Fig. 4. Properties degradation coefficient dependence on the reduced defect area

Fig. 5. Stress concentration coefficient dependence on the degradation properties degree: example No. 1

Fig. 6. Stress concentration coefficient dependence on the degradation properties degree: example No. 2

Fig. 7. Stress concentration coefficient dependence on the degradation properties degree: example No. 3

List of Tables

Table 1. Computational results according to the proposed simplified model

Table 2. Regression relationship coefficients

Введение

Низкоскоростные ударные воздействия, как правило, значительно снижают остаточную прочность деталей, выполненных из полимерных композитных материалов (ПКМ). Это особенно важно для силовых элементов планера самолета, в которых нередко применяются ПКМ с высокомодульными углеродными волокнами и относительно хрупкой эпоксидной матрицей. Прочность таких высоконагруженных элементов авиационных конструкций в значительной степени зависит от наличия в них повреждений и технологических дефектов. Проблема заключается не только в снижении прочностных свойств деталей, но и в сложности обнаружения дефектов для своевременного их ремонта. В связи с этим в авиационной технике популярность приобрела концепция “Damage tolerant design”. Согласно

этой концепции, влияние дефектов, которые не могут быть надежно обнаружены, следует заранее учитывать на этапе проектирования конструкции из ПКМ.

Наиболее опасным видом нагружения пластин из ПКМ при наличии подобных дефектов является сжатие в плоскости. Помимо концентрации напряжений, происходит локальная потеря устойчивости отслоившихся участков. Данный процесс может сопровождаться ростом расслоения, что приведет к увеличению размеров поврежденной зоны. Также в области повреждения может возникать сдвиговая форма потери устойчивости волокон “kink”. В отличие от случая нагружения растяжением, при котором жесткость слоя вдоль неразрушенных волокон практически не меняется, при сжатии жесткость может существенно уменьшиться.

Процесс разрушения ПКМ под действием сжимающей нагрузки после ударного воздействия является крайне сложным и многофакторным. Результаты испытаний образцов могут иметь большой разброс значений в силу неоднородности структуры ПКМ, наличия неучтенных начальных дефектов, остаточных напряжений, влияния механической обработки и других факторов. Большое число публикаций посвящено экспериментальному исследованию остаточной прочности различных элементов конструкции из композитных материалов, например [1–4] и др.

Численное моделирование процесса разрушения деталей из ПКМ – весьма сложная задача. На основе метода конечных элементов (МКЭ) разработаны подробные модели, способные давать результаты, в ряде случаев близкие к экспериментальным [5–7]. Поскольку далеко не все реальные механизмы разрушения возможно учесть напрямую, в расчете они представлены некоторыми моделями разрушения и деградации свойств. Основным недостатком таких подробных конечно-элементных моделей являются высокие вычислительные затраты. Расчеты даже на многопроцессорных ЭВМ могут оказаться весьма продолжительными. Это ограничивает применение подобных моделей при расчетах сложных, габаритных элементов конструкции. Различные модели, основанные на МКЭ, с менее подробной моделью дефекта используются для снижения вычислительных затрат, например как это описано в [8].

Для быстрой расчетной оценки влияния повреждения на остаточную прочность деталей из ПКМ применяются упрощенные модели. В данной работе рассмотрены различные подходы к упрощенному моделированию дефектов, отмечены их преимущества и недостатки. Предложена модель деградации свойств в области дефекта для проведения быстрых оценочных расчетов. С целью уменьшения требуемого числа экспериментальных данных, предложена эмпирическая зависимость параметров модели дефекта от приведенной площади поврежденного участка.

Обзор упрощенных моделей расчета прочности ПКМ с повреждением

Существуют различные подходы к моделированию области дефекта, появившегося в результате низкоскоростного ударного воздействия. Один из подходов предполагает замену реального повреждения эквивалентным сквозным отверстием. В результате такой замены вблизи зоны повреждения возникает концентрация напряжений, которая приводит к снижению остаточной прочности. В основном, напряжения определяют не на самой кромке отверстия, а на некотором характерном расстоянии

от нее. Так, в соответствии с критерием Нуизмера [9] для каждого материала и варианта укладки слоев существует свой характеристический размер, который определяется на основе имеющихся экспериментальных данных. При анализе прочности могут применяться и различные интегральные критерии разрушения, например как это сделано в [10].

В ряде статей [11–13] предложен другой подход к определению характеристического расстояния. Предполагается, что основным механизмом разрушения композитной пластины с дефектом под действием сжимающей нагрузки является потеря устойчивости волокон в области концентрации напряжений. Потеря устойчивости армирующих волокон происходит на участке, на котором средние напряжения достигают предельных значений. Такой подход позволяет в некоторой степени физически обосновать выбор характеристического расстояния и для ряда случаев дает вполне удовлетворительные результаты [12].

Другой метод расчета остаточной прочности пластин из ПКМ с повреждением заключается в использовании коэффициента деградации жесткостных свойств в заданной области [14–16]. Вокруг дефектной зоны возникает концентрация напряжений, которая зависит от степени снижения жесткости. Для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) применяют метод комплексной переменной, МКЭ и другие численные методы [17]. Редуцированный модуль упругости $E_{ред}$ квазиизотропного материала в зоне ударного повреждения определяется по формуле

$$E_{ред} = dE, \quad (1)$$

где d – редуциционный коэффициент снижения жесткости, принимает значения в пределах $0 \dots 1$; E – модуль упругости квазиизотропного материала.

Основной проблемой при использовании данной упрощенной модели является определение степени деградации свойств материала и ее изменение внутри области повреждения. В самом простом случае задается постоянный для всей области редуциционный коэффициент. В [18] предложены варианты с линейным изменением жесткости и вариант с выделением трех участков в эллиптической области, внутри каждого из которых коэффициент редуцирования остается постоянным.

Существуют различные методы экспериментального определения остаточной жесткости в области повреждения. В [19] приведен метод оценки остаточной жесткости в зоне повреждения после удара с помощью ультразвукового контроля. В публикациях [20, 21] рассмотрен обратный метод определения локальной остаточной жесткости. На основании данных о деформациях композитной

пластины в эксперименте подбирают жесткости для различных участков конечно-элементной модели. Такой подход показывает хорошие результаты для случая растяжения. При сжатии перед началом разрушения может происходить локальная потеря устойчивости отслоений. При этом измерить деформации для внутренних слоев не представляется возможным.

Степень деградации свойств в процессе нагружения не остается постоянной, и ее изменение имеет нелинейный характер. В [22] на основании обратного метода получены распределения жесткостей в области повреждения для различных уровней нагружения. Также предложена модель, при которой коэффициент деградации определяется потерей устойчивости отслоений. При использовании данного метода требуется информация о глубине, форме и размерах каждого отдельного расслоения, что точно определить не всегда возможно.

В работе [23] предложен вариант моделирования ослабленной ударным повреждением зоны включением с нелинейными характеристиками. Нелинейная зависимость напряжений от деформаций получена на основе детализированной конечно-элементной модели. Таким образом, одновременно учитываются физическая нелинейность материала, связанная с повреждением внутри слоев, и геометрическая нелинейность, связанная с выпучиванием отслоившихся участков. Полученные упругие характеристики являются усредненными и не учитывают ортотропию свойств ПКМ. При сравнении с экспериментом [23] наблюдается значительное расхождение на финальных этапах деформирования, что свидетельствует о необходимости доработки и усовершенствования предложенной модели.

Упрощенная модель ударного повреждения представлена в [24]. Область дефекта задается включением различной формы, которая выбирается по результатам ультразвукового сканирования места удара. Снижение жесткостных характеристик задается не напрямую уменьшением модуля упругости, а через изменение толщин слоев. В модели не учитывается изменение жесткости внутри области повреждения и не проанализировано влияния различных форм дефекта на остаточную прочность композитной пластины.

Все рассмотренные выше подходы к упрощенному моделированию дефектов в ПКМ обладают своими преимуществами и недостатками, учитывают одни факторы и пренебрегают другими, влияющими на процесс разрушения материала. Отметим некоторые важные моменты, связанные с описанными методами расчета. Общим значимым преимуществом всех упрощенных моделей является возможность быстрого анализа прочности детали

из ПКМ с ударным повреждением. Однако они все требуют знания некоторых эмпирических параметров — характеристического расстояния или степени деградации упругих свойств. Для новых материалов и вариантов схемы расположения слоев данные параметры должны заново определяться на основе экспериментальных данных. Отметим, что и подробные конечно-элементные модели требуют валидации, так как получаемые результаты могут сильно отличаться от результатов испытаний образцов.

С целью сокращения необходимого числа экспериментальных данных могут применяться различные эмпирические зависимости. Так, например, в [25] предложена эмпирическая формула для определения характеристического расстояния по критерию Нуизмера. Введена поправка, учитывающая ортотропию свойств ПКМ. Это позволило снизить погрешность расчета с 27 до 10% [25].

В среднем погрешность расчетов по упрощенным моделям составляет порядка 10–20% [18]. С учетом имеющегося разброса экспериментальных данных такие результаты являются удовлетворительными для инженерных расчетов.

Расчет остаточной прочности по упрощенной модели

В данной работе выбран подход к моделированию дефектной зоны в пластине из ПКМ с помощью участка с уменьшенными упругими характеристиками. Расчет плосконапряженного состояния ортотропной прямоугольной пластины с дефектом выполнен с помощью метода конечных элементов. Для моделирования композитного образца использованы четырехузловые конечные элементы с двумя степенями свободы в каждом узле. Построение сетки и вычисление матриц жесткости выполняются с помощью функций, реализованных на языке Matlab. На пластину действует равномерно распределенная нагрузка, приложенная к двум противоположным коротким граням пластины. Граничные условия заданы на длинных сторонах для моделирования влияния направляющих, препятствующих выпучиванию, часто применяемых в экспериментах.

Зона повреждения моделируется снижением жесткости элементов, попавших внутрь заданной области. Данная область в общем случае может иметь любую форму, однако для простоты она обычно задается в виде круга или эллипса. По ряду причин конкретные очертания дефекта трудно определить на основе экспериментальных данных, так как они могут достаточно сильно различаться от образца к образцу. В связи с этим нет необходимости детально описывать геометрию дефекта. Для обеспечения достаточной точности расчета при небольших вычислительных затратах выполнено

сгущение сетки конечных элементов в зоне вокруг повреждения (рис. 1). Элементы внутри области дефекта выделены голубым цветом.

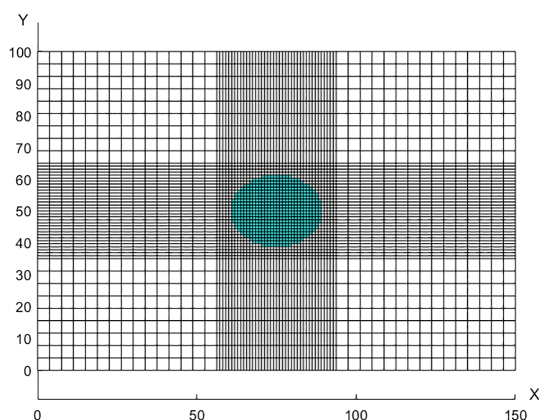


Рис. 1. Расчетная сетка для модели пластины с дефектом

Снижение жесткости поврежденных элементов отображают редукционные коэффициенты. Модули упругости ортотропных слоев в зоне дефекта могут быть заданы следующим образом:

$$\begin{aligned} E_{11p} &= d_{11p} E_{11}; \\ E_{22p} &= d_{22p} E_{22}; \\ G_{12p} &= d_{12p} G_{12}, \end{aligned} \quad (2)$$

где E_{11} , E_{22} , G_{12} — продольный, поперечный модули упругости и модуль сдвига неповрежденного материала соответственно; d_{11p} , d_{22p} , d_{12p} — редукционные коэффициенты, принимающие значения в пределах от 0 до 1.

Коэффициент d_{11p} характеризует потерю несущей способности волокнами, а коэффициенты d_{22p} и d_{12p} связаны с разрушением матрицы. Для рассмотренных расчетных случаев изменение коэффициентов d_{22p} и d_{12p} мало влияет на концентрацию напряжений вокруг области дефекта, так как основную часть нагрузки несут слои с ориентацией 0° в направлении волокон. Все коэффициенты принимаются одинаковыми и равными заданному значению деградации свойств d . При других характеристиках материалов и условиях нагружения следует анализировать влияние различия коэффициентов деградации свойств, поскольку изменение характеристик ортотропии слоев может повлиять на уровень концентрации напряжений.

Изменение коэффициента деградации внутри области повреждения от середины до края задается в виде степенной функции:

$$d = (1 - d_{\min}) x^{N_p} + d_{\min}, \quad (3)$$

где $d_{\min}$ — минимальный коэффициент деградации свойств, который достигается в середине повреждения; N_p — степень полинома; x — относительное расстояние от центра дефекта до его края.

При $N_p = 1$ получаем линейное изменение жесткости внутри области дефекта. При этом параметр $d_{\min}$ определяет минимальный коэффициент деградации, который достигается в середине зоны дефекта. Изменение коэффициентов деградации для различных степеней полинома представлены на рис. 2. По горизонтальной оси отложено относительное расстояние от середины пластины до ее края, а по вертикальной — значение коэффициента деградации. Размер области дефекта составляет 30% от ширины образца (пластины). Минимальный коэффициент деградации принят $d_{\min} = 0,2$.

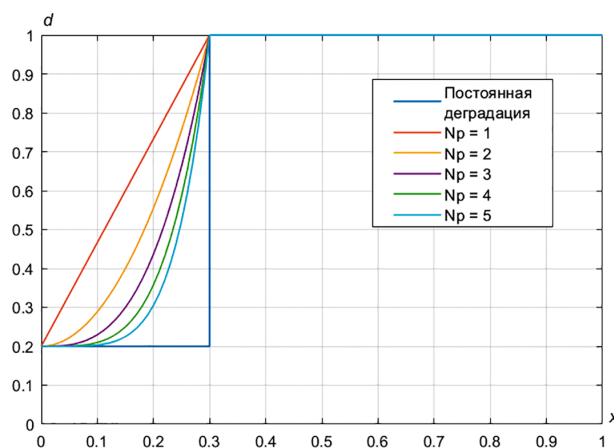


Рис. 2. Модель изменения коэффициента деградации упругих свойств

Предельным случаем дефекта является сквозное отверстие, которое может быть смоделировано постоянной степенью деградации свойств внутри области при $d_{\min} = 0$. В этом случае концентрация напряжений будет достигать максимального значения при заданной геометрии повреждения.

Остаточная прочность пластины с дефектом оценивается по концентрации напряжений на границе зоны повреждения. При проведении эксперимента по сжатию пластины, выполненной из углепластика с эпоксидным связующим, сложно проследить процесс развития ударного повреждения с ростом нагрузки. Разрушение происходит практически мгновенно, и увидеть рост дефекта можно только с помощью высокоскоростных камер. В связи с этим в качестве критерия разрушения может быть принято достижение уровня предельных напряжений на границе ударного повреждения.

В рассмотренных расчетных случаях (сжатие пластины) критерий разрушения достигался в первую очередь в слоях с ориентацией 0° . Поэтому

концентрация напряжений определялась именно для этих слоев. Наименьший коэффициент запаса прочности по критерию Хашина [26] достигался в направлении волокон. При потере несущей способности слоев с укладкой 0° , как правило, разрушение не останавливается и распространяется на всю ширину образца, затрагивая все слои.

Коэффициент концентрации напряжений вычислялся по следующей формуле:

$$K_\sigma = \frac{\sigma_{\max i d}}{\sigma_{\max i}}, \quad (4)$$

где $\sigma_{\max i d}$ — максимальные напряжения в заданном слое в направлении i при наличии дефекта; $\sigma_{\max i}$ — максимальные напряжения в заданном слое пластины без повреждения. Индекс $i = 1, 2, 3$ соответствует направлению, в котором действуют напряжения: 1 — продольное, 2 — поперечное, 3 — соответствует сдвигу.

Типовой вид зависимости концентрации напряжений от величины деградации свойств при заданной модели дефекта представлен на рис. 3. По вертикальной оси отложены значения концентрации напряжений K_σ , по горизонтальной — коэффициент деградации свойств $d_{\min}$. Как видно, с ростом степени полинома N_p в модели деградации свойств концентрация напряжений увеличивается.

По данной модели проведен ряд расчетов для примеров из литературы. В [5] приведены результаты экспериментальных и расчетных исследований композитных пластин с размерами 100×150 мм при наличии ударных повреждений с энергией удара 10, 17 и 25 Дж. Рассмотрены два варианта укладки слоев: пример № 1 — $[0/90/\mp 45/90/0/\mp 45/90/\pm 45/90/\pm 45/0/90/\pm 45/90/0]_T$, пример № 2 — $[0/90/02/\pm 45/03/\mp 45/03/\pm 45/02/90/0]_T$. Исходные данные о характеристиках материала слоев представлены в [5].

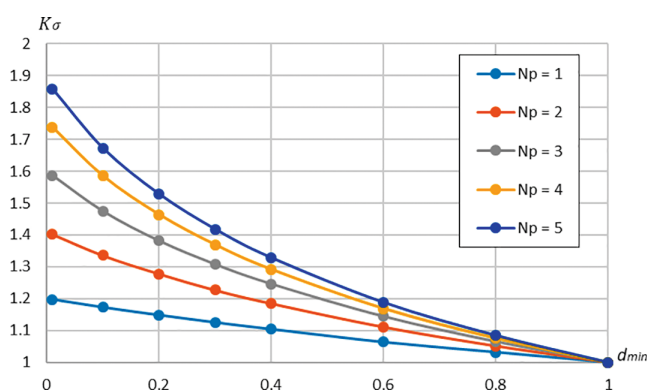


Рис. 3. Концентрация напряжений при различных моделях деградации свойств

В качестве примера № 3 приняты исходные данные и результаты эксперимента из работы [7]. Пластина имеет размеры 254×305 мм, выполнена из композитного материала IM7/977-3 с укладкой слоев $[0/45/90/-45]_{4s}$. Представлены результаты испытаний на сжатие с поддерживающими пластинами, предназначенными для предотвращения потери устойчивости образца. Испытания проводились при наличии ударных повреждений с энергией удара 30 и 75 Дж. Характеристики монослоя приведены в [7].

Коэффициент концентрации определялся отношением разрушающей нагрузки образца без повреждения к разрушающей нагрузке образца с повреждением. Коэффициент деградации свойств для заданной степени полинома N_p выбирался так, чтобы концентрация напряжений в расчетной модели соответствовала коэффициенту концентрации, полученному на основе экспериментальных данных. Так как модель дефекта имеет два параметра, один и тот же коэффициент концентрации напряжений может быть получен при различных их сочетаниях.

Для определения параметров модели деградации свойств в области дефекта предложен следующий алгоритм. На основе экспериментальных данных определяются наименьшая остаточная прочность и соответствующие размеры повреждения. Далее подбирается степень полинома N_p так, чтобы концентрация напряжений была близка к результатам испытаний, при этом значение $d_{\min}$ должно быть наименьшим. Промежуточные значения деградации свойств также могут быть получены сравнением с имеющимися экспериментальными данными. Результаты моделирования приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты расчета по предложенной упрощенной модели

Параметр	Пример №1			Пример №2			Пример №3	
E , Дж	10	17	25	10	17	25	30	75
N_p	5			4			3	
K_σ	1,48	1,75	1,95	1,33	1,53	1,67	1,23	1,41
$d_{\min}$	0,28	0,08	0,02	0,35	0,18	0,05	0,4	0,1

С целью сокращения требуемого числа экспериментальных данных необходимо иметь возможность оценить искомую степень деградации свойств в модели по другим известным параметрам дефекта. Для интерполяции значений коэффициентов деградации предложена эмпирическая зависимость данного коэффициента от приведенной площади дефекта $S_{пр}$. Площадь дефекта, соответствующая наибольшему снижению несущей способности,

принимается единичной, остальные значения площадей приводятся к данной величине:

$$S_{\text{пр}} = \frac{S_j}{S_{\text{max}}}, \quad (5)$$

где S_{max} — наибольшая площадь дефекта, соответствующая случаю наибольшего снижения несущей способности; S_j — площадь дефекта для рассматриваемого случая ударного повреждения j .

На рис. 4 представлены графики зависимости минимального коэффициента деградации свойств d_{min} при заданном N_p от приведенной площади дефекта.

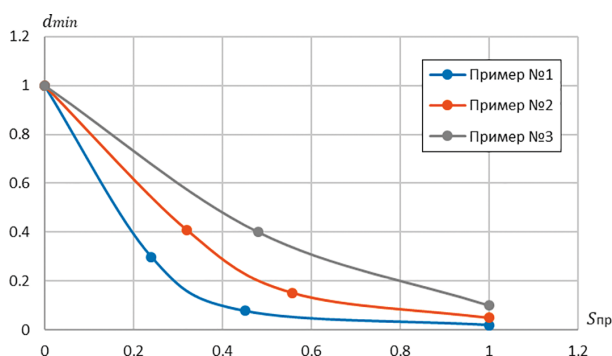


Рис. 4. Зависимость коэффициента деградации свойств от приведенной площади дефекта

Для определения зависимости между степенью деградации свойств и приведенной площадью повреждения построены регрессионные кривые с помощью инструментов curve fitting в Matlab. В качестве функции выбрана экспонента:

$$d_{\text{min}} = ae^{bS_{\text{пр}}}, \quad (6)$$

где a и b — неизвестные коэффициенты, определяемые путем минимизации среднеквадратичного отклонения исходных данных от аналитических значений функции.

Значения коэффициентов для рассмотренных примеров приведены в табл. 2. В последнем столбце записаны значения коэффициента детерминации R^2 для полученных зависимостей. Данный коэффициент показывает, насколько хорошо значения a и b соответствуют заданной модели. Как видно из табл. 2, экспоненциальная функция удовлетворительно описывает зависимость

Таблица 2. Коэффициенты регрессионной зависимости

Пример №	a	b	R^2
1	1,000	−5,368	0,9994
2	0,998	−3,177	0,9994
3	0,995	−2,288	0,9917

между коэффициентом деградации и приведенной площадью дефекта. При этом коэффициент a для рассмотренных вариантов близок к единице. Подстановка $a = 1$ позволяет получить уравнение, зависящее только от параметра b .

Округлив значения коэффициента b , получим простую эмпирическую формулу с целочисленными коэффициентами, при этом погрешность результатов увеличится незначительно. Для примера № 1 параметр в полученной эмпирической формуле совпадает со степенью полинома для предложенной модели деградации свойств $b = N_p = 5$. В двух других рассмотренных примерах коэффициент b меньше степени полинома на единицу: пример № 2 — $b = 3$, $N_p = 4$; пример № 3 — $b = 2$, $N_p = 3$.

На рис. 5–7 представлены графики зависимости концентрации напряжений K_σ от минимального коэффициента деградации d_{min} . Приведены результаты, полученные на основе предложенной упрощенной модели дефекта, и значения, определенные по эмпирической формуле, при различных значениях параметра b .

Для примеров № 2 и № 3 построены графики при значении параметра $b = N_p$, в этих случаях максимальная погрешность определения концентрации

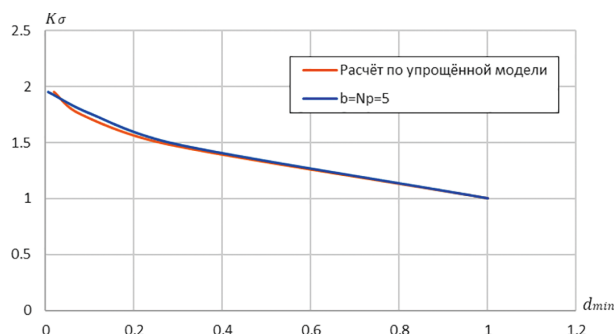


Рис. 5. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от степени деградации свойств в модели дефекта, пример № 1

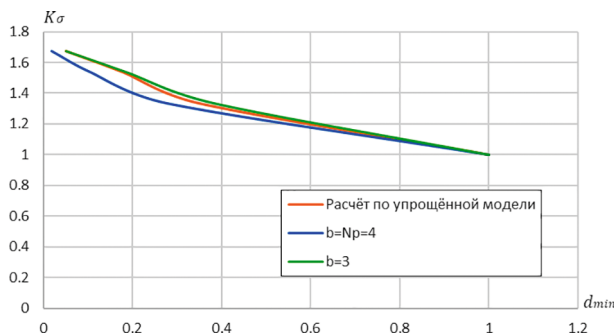


Рис. 6. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от степени деградации свойств в модели дефекта, пример № 2

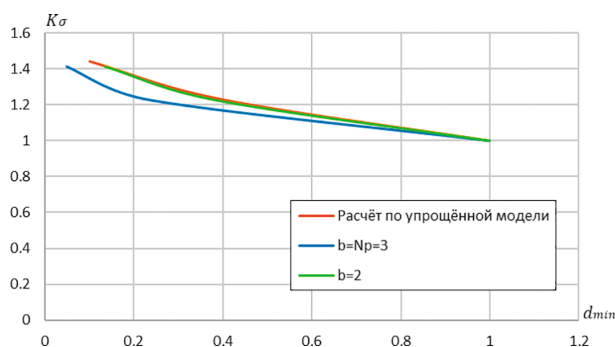


Рис. 7. Зависимость коэффициента концентрации напряжений от степени деградации свойств в модели дефекта, пример № 3

напряжений не превышает 20%. Таким образом, в первом приближении для эмпирической формулы (6) параметр b может задаваться равным степени полинома упрощенной модели дефекта. Для уточнения коэффициентов и определения более точных эмпирических зависимостей необходимо проводить обширные параметрические исследования на большем объеме экспериментальных данных.

Выводы

Рассмотрены упрощенные расчетные модели для оценки остаточной прочности композитных пластин при наличии ударных повреждений. Отмечены их основные преимущества и недостатки. Предложена модель деградации упругих свойств в области ударного повреждения. Проведены численные расчеты и подбор параметров модели на основе экспериментальных данных. Показано, что рассмотренная эмпирическая зависимость коэффициента деградации свойств от приведенного размера дефекта позволяет уменьшить требуемый объем экспериментальных данных. Для уточнения ее параметров необходима статистическая обработка большого количества экспериментальных результатов.

Список источников

1. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И. Испытания низкоскоростным ударом различных композиционных материалов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 216–229. DOI: 10.34759/vst-2019-4-216-229
2. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И. и др. Исследование стойкости к ударным воздействиям многослойных композиционных конструкций с сотовым наполнителем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 111–125. DOI: 10.34759/vst-2020-3-111-125
3. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И. и др. Оценка влияния ударных повреждений на прочность

интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91

4. Митряйкин В.И., Закиров Р.Х., Беззаметнов О.Н. и др. Неразрушающий контроль ударных и пулевых повреждений композиционных конструкций // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 227–239. DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239
5. Liu H., Falzon B.G., Tan W. Predicting the Compression-After-Impact (CAI) strength of damage-tolerant hybrid unidirectional / woven carbon-fibre reinforced composite laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2018. Vol. 105, pp. 189–202. DOI: 10.1016/j.compositesa.2017.11.021
6. Tuo H., Lu Z., Ma X., et al. Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading condition // Composites Part B: Applied Science and Manufacturing. 2019. Vol. 163, pp. 642–654. DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.01.006
7. Shabani P., Li L., Laliberte J., et al. Compression after impact (CAI) failure mechanisms and damage evolution in large composite laminates: High-fidelity simulation and experimental study // Composite structures. 2024. Vol. 339: 118143. DOI: 10.1016/j.compstruct.2024.118143
8. Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В. Моделирование испытаний на сжатие слоистых композитов с дефектами в виде расслоения // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 93–104.
9. Whitney J.M., Nuismer R.J. Stress fracture criteria for laminated composite containing stress concentrations // Journal of Composite Materials. 1974. Vol. 8. No. 3, pp. 253–265. DOI: 10.1177/002199837400800303
10. Puhui C., Zhen S., Junyang W. A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates // Journal of Composite Materials. 2002. Vol. 36. No. 5, pp. 589–610. DOI: 10.1177/0021998302036005497
11. Soutis C. Damage tolerance of open-hole CFRP laminates loaded in compression // Composites Engineering. 1994. Vol. 4. No. 3, pp. 317–321, 323–327. DOI: 10.1016/0961-9526(94)90082-5
12. Hawyes V.J., Curtis P.T., Soutis C. Effect of impact damage on the compressive response of composite laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2001. Vol. 32. No. 9, pp. 1263–1270.
13. Soutis C., Curtis P.T. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites // Composites Science and Technology. 1996. Vol. 56, pp. 677–684. DOI: 10.1016/0266-3538(96)00050-4
14. Guild F.J., Hogg P.J., Prichard J.C. A model for the reduction in compression strength of continuous fiber composites after impact damage // Composites. 1993. Vol. 24. No. 4, pp. 333–339.
15. Berbinau P., Filiou C., Soutis C. Stress and failure analysis of composite laminates with an inclusion multiaxial

- compression-tension loading // *Applied Composite Materials*. 2001. Vol. 8. No. 5, pp. 307–326. DOI: 10.1023/A:1011279721719
16. Russell S. Stress field model for impact damage evaluation in composites // CANCOM – Canadian-International Conference on Composites (17–20 July 2017; Ottawa, ON, Canada).
 17. Мальков В.М., Малькова Ю.В. Деформация пластины с упругим эллиптическим включением // *Вестник СПбГУ*. 2015. Сер. 1. Т. 2(60). № 4. С. 617–632.
 18. Kassapoglou C. Modeling the Effect of Damage in Composite Structures: Simplified Approaches. John Wiley and Sons Ltd, 2015. 230 p. DOI: 10.1002/9781119013228
 19. Margueres Ph., Meraghni F., Benzeggagh M.L. Determination of stiffness reduction and damage accumulation monitoring in composite materials using ultrasonic techniques // 12th International Conference on Composite Materials (05–09 July 1999; Paris).
 20. Sztęfek P., Olsson R. Tensile stiffness distribution in impacted composite laminates determined by an inverse method // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2008. Vol. 39. No. 8, pp. 1282–1293. DOI: 10.1016/j.compositesa.2007.10.005
 21. Sztęfek P., Olsson R. Nonlinear compressive stiffness in impacted composite laminates determined by an inverse method // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2008. Vol. 40. No. 3, pp. 260–272. DOI: 10.1016/j.compositesa.2008.12.002
 22. Yang Y. A numerical study of damage mechanisms in the CAI of laminated composites for aerospace application. PhD Thesis. University of Nottingham, 2015. 365 p.
 23. Craven R., Iannucci L., Olsson R. Homogenized non-linear soft inclusion for simulation of impact damage in composite structures // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93. No. 2, pp. 952–960. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.06.026
 24. Różyło P., Dębski H., Kubiak T. A model of low-velocity impact damage of composite plates subjected to compression-after-impact (CAI) testing // *Composite Structure*. 2017. Vol. 181. No. 3, pp. 158–170. DOI: 10.1016/j.compstruct.2017.08.097
 25. Боровская Я.С., Глебова М.А., Гришин В.И. и др. Оценка прочности металло-композитных соединений с применением критерия Нуизмера // *Ученые записки ЦАГИ*. 2018. Т. XLIX. № 2. С. 84–96.
 26. Голован В.И., Гришин В.И., Дзюба А.С. и др. Проектирование, расчеты и статические испытания металлокомпозитных конструкций. М.: Рекламно-издательский центр «Техносфера», 2022. 408 с.

References

1. Bezzametnov ON, Mitryaikin VI, Khaliulin VI. Low-speed impact testing of various composites. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(4):216–229. DOI: 10.34759/vst-2019-4-216-229
2. Bezzametnov ON, Mitryaikin VI, Khaliulin VI, et al. Developing technique for impact action resistance determining of the aircraft parts from composites with honeycomb filler. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(3):111–125. DOI: 10.34759/vst-2020-3-111-125
3. Bezzametnov ON, Mitryaikin VI, Khaliulin VI, et al. Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(4):78–91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
4. Mitryaikin VI, Zakirov RK, Bezzametnov ON, et al. Non-destructive testing of shock and bullet damages to composite structures. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(1):227–239. DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239
5. Liu H, Falzon BG, Tan W. Predicting the Compression-After-Impact (CAI) strength of damage-tolerant hybrid unidirectional / woven carbon-fibre reinforced composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2018;105:189–202. DOI: 10.1016/j.compositesa.2017.11.021
6. Tuo H, Lu Z, Ma X, et al. Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading condition. *Composites Part B: Applied Science and Manufacturing*. 2019;163:642–654. DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.01.006
7. Shabani P, Li L, Laliberte J, et al. Compression after impact (CAI) failure mechanisms and damage evolution in large composite laminates: High-fidelity simulation and experimental study. *Composite structures*. 2024;339:118143. DOI: 10.1016/j.compstruct.2024.118143
8. Belousov IS, Zheleznov LP, Burnysheva TV. Compression Test Simulation of Layered Composites with Delamination. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):93–104. (In Russ.).
9. Whitney JM, Nuismer RJ. Stress fracture criteria for laminated composite containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials*. 1974;8(3):253–265. DOI: 10.1177/002199837400800303
10. Puhui C, Zhen S, Junyang W. A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates. *Journal of Composite Materials*. 2002;36(5):589–610. DOI: 10.1177/0021998302036005497
11. Soutis C. Damage tolerance of open-hole CFRP laminates loaded in compression. *Composites Engineering*. 1994;4(3):317–321, 323–327. DOI: 10.1016/0961-9526(94)90082-5
12. Hawyes VJ, Curtis PT, Soutis C. Effect of impact damage on the compressive response of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2001;32(9):1263–1270.
13. Soutis C, Curtis PT. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites. *Composites Science and Technology*. 1996;56:677–684. DOI: 10.1016/0266-3538(96)00050-4

14. Guild FJ, Hogg PJ, Prichard JC. A model for the reduction in compression strength of continuous fiber composites after impact damage. *Composites*. 1993;24. (4):333–339.
15. Berbinau P, Filiou C, Soutis C. Stress and failure analysis of composite laminates with an inclusion multiaxial compression-tension loading. *Applied Composite Materials*. 2001;8(5):307–326. DOI: 10.1023/A:101127972171
16. Russell S. Stress field model for impact damage evaluation in composites. *CANCOM – Canadian-International Conference on Composites (July 17-20, 2017; Ottawa, ON, Canada)*.
17. Mal'kov VM, Mal'kova YV. Deformation of a plate with elliptic elastic inclusion. *Vestnik SPbGU*. 2015;2(4):617–632. (In Russ.).
18. Kassapoglou C. *Modeling the Effect of Damage in Composite Structures: Simplified Approaches*. John Wiley and Sons Ltd; 2015. 230 p. DOI: 10.1002/9781119013228
19. Margueres Ph, Meraghni F, Benzeggagh ML. Determination of stiffness reduction and damage accumulation monitoring in composite materials using ultrasonic techniques. *12th International Conference on Composite Materials (July 05-09, 1999; Paris)*.
20. Sztetek P, Olsson R. Tensile stiffness distribution in impacted composite laminates determined by an inverse method. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2008;39(8):1282–1293. DOI: 10.1016/j.compositesa.2007.10.005
21. Sztetek P, Olsson R. Nonlinear compressive stiffness in impacted composite laminates determined by an inverse method. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2008;40(3):260–272. DOI: 10.1016/j.compositesa.2008.12.002
22. Yang Y. *A numerical study of damage mechanisms in the CAI of laminated composites for aerospace application*. PhD Thesis. University of Nottingham; 2015. 365 p.
23. Craven R, Iannucci L, Olsson R. Homogenized non-linear soft inclusion for simulation of impact damage in composite structures. *Composite Structures*. 2011;93(2):952–960. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.06.026
24. Różyło P, Dębski H, Kubiak T. A model of low-velocity impact damage of composite plates subjected to compression-after-impact (CAI) testing. *Composite Structure*. 2017;181(3):158–170. DOI: 10.1016/j.compstruct.2017.08.097
25. Borovskaya YaS, Glebova MA, Grishin VI, et al. Assessment of the strength of metal-composite compounds using the measurement criterion. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2018;XLIX(2):84–96. (In Russ.).
26. Golovan VI, Grishin VI, Dzyuba AS, et al. *Design, calculations and static tests of metal composite structures*. Moscow: Reklamno-izdatel'skii tsentr "Tekhnosfera"; 2022. 408 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 25.09.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 21.10.2025
Принята к публикации / Accepted 31.10.2025