



DOI 10.22363/1815-5235-2021-17-4-357-365

УДК 539.422.52

НАУЧНАЯ СТАТЬЯ / RESEARCH ARTICLE

Численный анализ поведения трехслойной панели с сотовым наполнителем при наличии дефектов под действием динамической нагрузки

А.Л. Медведский^{1,2} , М.И. Мартиросов² ,
А.В. Хомченко^{2,3} , Д.В. Дедова³  

¹Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Российская Федерация

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

³ПАО «Корпорация „Иркут“», Москва, Российская Федерация

✉ darina.dedova98@gmail.com

История статьи

Поступила в редакцию: 19 апреля 2021 г.

Доработана: 12 июля 2021 г.

Принята к публикации: 4 августа 2021 г.

Для цитирования

Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В., Дедова Д.В. Численный анализ поведения трехслойной панели с сотовым наполнителем при наличии дефектов под действием динамической нагрузки // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2021. Т. 17. № 4. С. 357–365. <http://dx.doi.org/10.22363/1815-5235-2021-17-4-357-365>

Аннотация. Цель исследования – изучение влияния межслоевых дефектов типа расслоений на поведение плоской трехслойной панели с сотовым наполнителем прямоугольной в плане под действием динамической нагрузки ударного характера. *Методы.* Задача решалась численно с помощью метода конечных элементов в программных комплексах Simcenter Femap и LS-DYNA (Livermore Software Technology Corp.). Для этого разрабатывалась геометрическая модель панели с сотовым наполнителем. На основе геометрической модели создавалась конечно-элементная модель (КЭМ) панели при помощи объемных конечных элементов. В программных комплексах производился расчет КЭМ при заданных граничных условиях, затем определялись поля напряжений и индексов разрушения в панели с учетом и без учета повреждений. *Результаты.* Численно определены поля напряжений в панели с учетом повреждений и без повреждений. Получены поля индексов разрушения слоев панели под действием ударной нагрузки с помощью различных критериев (Puck, Hashin, LaRC03 (Langley Research Center)) разрушения для полимерных композиционных материалов. Проанализировано влияние дефектов на поведение панели с сотовым наполнителем под действием ударной нагрузки.

Ключевые слова: трехслойная панель, сотовый наполнитель, критерии разрушения композитов, дефект, повреждение, динамическая нагрузка, метод конечных элементов

Медведский Александр Леонидович, доктор физико-математических наук, доцент, первый заместитель генерального директора, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Российская Федерация, 140180, Жуковский, ул. Жуковского д. 1, корп. 1; старший научный сотрудник, кафедра 903 «Перспективные материалы и технологии аэрокосмического назначения», Институт № 9 «Общеинженерной подготовки», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4; ORCID: 0000-0002-9199-229X, Scopus Author ID: 57196278820, eLIBRARY SPIN-код: 2598-5759; mdv66@mail.ru

Мартиросов Михаил Иванович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 902 «Сопrotивление материалов, динамика и прочность машин», Институт № 9 «Общеинженерной подготовки», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4; ORCID: 0000-0001-8662-9667, Scopus Author ID: 57200655469; michaelmartirosov@yandex.ru

Хомченко Антон Васильевич, аспирант, кафедра 903 «Перспективные материалы и технологии аэрокосмического назначения», Институт № 9 «Общеинженерной подготовки», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4; ведущий инженер-конструктор, отделение прочности, ПАО «Корпорация „Иркут“», Российская Федерация, 125315, Москва, Ленинградский пр-кт, д. 68; ORCID: 0000-0001-6640-011X, Scopus Author ID: 57215576012, eLIBRARY SPIN-код: 3998-6886; khomchenkoanton@yandex.ru

Дедова Дарина Викторовна, инженер-конструктор, отделение прочности, ПАО «Корпорация „Иркут“», Российская Федерация, 125315, Москва, Ленинградский пр-кт, д. 68; ORCID: 0000-0003-2488-1335; darina.dedova98@gmail.com

© Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В., Дедова Д.В., 2021

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Numerical analysis of the behavior of a three-layer honeycomb panel with interlayer defects under action of dynamic load

Aleksandr L. Medvedskiy^{1,2} , Mikhail I. Martirosov² ,
Anton V. Khomchenko^{2,3} , Darina V. Dedova³  

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

³Irkut Corporation, Moscow, Russian Federation

 darina.dedova98@gmail.com

Article history

Received: April 19, 2021

Revised: July 12, 2021

Accepted: August 04, 2021

For citation

Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Dedova D.V. Numerical analysis of the behavior of a three-layer honeycomb panel with interlayer defects under action of dynamic load. *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*. 2021;17(4):357–365. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/1815-5235-2021-17-4-357-365>

Abstract. *The aim of the work* is to study the effect of interlayer defects of the bundle type on the behavior of a rectangular flat three-layer panel with a honeycomb filler under the influence of a dynamic impact load. *Methods.* The problem was solved numerically using the finite element method in the Simcenter Femap and LS-DYNA (Livermore Software Technology Corp.) software complexes. For this purpose, a geometric model of a panel with a honeycomb placeholder was developed. Based on the geometric model, a finite element model of the panel was created using three-dimensional finite elements. In the software complexes, the finite element model was calculated under specified boundary conditions, then the stress fields and fracture indices in the panel were determined, taking into account and without taking into account damage. *Results.* The stress fields in the panel are numerically determined with and without defects. The fields of the failure indices of the panel layers under the impact load are investigated using various failure criteria (Puck, Hashin, LaRC03 (Langley Research Center)) of polymer composite materials. The analysis of the influence of a defect on the behavior of a honeycomb panel under the impact load is carried out.

Keywords: three-layer panel, honeycomb, composite failure criteria, defect, damage, dynamic load, finite element method

Введение

Трехслойные панели с сотовым наполнителем нашли широкое применение в различных отраслях современной промышленности, например в авиации. Из них изготавливают интерьеры самолетов и вертолетов, части конструкции планеров: стабилизаторы, закрылки, рули высоты, элероны и т. д. Эти панели используются также и в строительных конструкциях. Такое распространение панели приобрели благодаря малому весу, большой удельной прочности, высокой жесткости и устойчивости при сжатии, хорошим тепло- и звукопоглощающим свойствам, высокой технологичности.

В результате внешних воздействий при эксплуатации и в процессе производства панелей могут возникать дефекты (повреждения), которые оказывают влияние на прочность и несущую способность готового изделия. Чаще всего встречаются следующие дефекты: расслоение – нарушение адгезионной связи между слоями в композитном пакете, вызванное механическими воздействиями ударного характера или внутренними напряжениями в изделии после формования (либо после проведения сборочно-монтажных работ); пробоина односторонняя – нарушение одной из обшивок трехслойной конструкции с повреждением сотового наполнителя или несквозное повреждение монолитной детали с расслоением материала.

Aleksandr L. Medvedskiy, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Docent, First Deputy General Director, Central Aerohydrodynamic Institute, 1 Zhukovskogo St, bldg 1, Zhukovsky, 140180, Russian Federation; Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-9199-229X, Scopus Author ID: 57196278820, eLIBRARY SPIN-code: 2598-5759; mdv66@mail.ru

Mikhail I. Martirosov, Candidate of Technical Sciences, Docent, Department 902 “Resistance of Materials, Dynamics and Strength of Machines”, Institute No. 9 “General Engineering Training”, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation; ORCID: 0000-0001-8662-9667, Scopus Author ID: 57200655469; michaelmartirosov@yandex.ru

Anton V. Khomchenko, postgraduate student, Department 903 “Advanced Materials and Technologies for Aerospace Purposes”, Institute No. 9 “General Engineering Training”, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation; principal design engineer, Irkut Corporation, 68 Leningradsky Prospekt, Moscow, 125315, Russian Federation; ORCID: 0000-0001-6640-011X, Scopus Author ID: 57215576012, eLIBRARY SPIN-code: 3998-6886; khomchenkoanton@yandex.ru

Darina V. Dedova, design engineer, Irkut Corporation, 68 Leningradsky Prospekt, Moscow, 125315, Russian Federation; ORCID: 0000-0003-2488-1335; darina.dedova98@gmail.com

ла; пробоина сквозная – сквозное нарушение монолитной детали или сквозное нарушение двух обшивок с повреждением сотового заполнителя с расслоением материала.

В [1] исследуется прочность клеевого соединения, имеющего трещиноподобный дефект в клеевой прослойке. При аналитическом моделировании клеевое сочленение считается трехслойным структурированным композитом, в котором прямолинейная трещина расположена параллельно узкой плоской прослойке. Для описания процесса разрушения такого композита применяется модифицированная модель Леонова – Панасюка – Дагдейла, использующая дополнительный параметр – поперечник зоны пластичности (ширину зоны предразрушения) клеевого слоя.

Работа [2] посвящена разработке многоуровневой модели для многомасштабного деформирования трехслойных (сэндвичевых) конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) типа пластин с заполнителем на основе пенопласта. Проведено конечно-элементное моделирование напряженно-деформированного состояния, повреждаемости и разрушения трехслойных пластин с обшивками из гибридных композитов из углепластика, с различными размерами дефекта типа непропитки, при изгибе равномерным давлением. Установлены особенности процесса деформирования и повреждаемости данного типа композитных конструкций.

Работы В.И. Митряйкина, О.Н. Беззаметнова и др. [3–5] посвящены изучению снижения несущей способности образцов пластин из различных композиционных материалов и композитных панелей с сотовым заполнителем после воздействия нагрузки ударного характера. Разработана методика определения стойкости к ударным воздействиям деталей летательных аппаратов из многослойных композиционных материалов. Исследованы площади ударных повреждений методом ультразвукового эхо-импульсного контроля и методом рентгеновской компьютерной томографии, установлены зависимости размеров повреждений от энергии удара.

Ранее в [6–8] были рассмотрены пластина и панель из ПКМ при наличии межслоевых дефектов в форме эллипса. Проведен анализ напряженно-деформированного состояния этих элементов конструкций под действием статической и динамической нагрузок различного характера.

Постановка задачи

Рассматривается прямоугольная плоская трехслойная панель длиной $a = 640$ мм и шириной $b = 375$ мм (рис. 1). В центре панели между верхней обшивкой и сотовым заполнителем присутствует дефект эллиптической формы с осями 110 и 50 мм (рис. 2).

Панель представляет собой конструкцию, состоящую из двух тонких прочных внешних слоев – обшивок (в данной работе выполненных из ПКМ), связанных между собой слоем заполнителя, разделяющего внешние (несущие) слои и обеспечивающего их совместную работу и устойчивость.

Обшивка панели состоит из двух монослоев, каждый из которых изготовлен из клеевого препрега КМКС-2м.120.Т10 (стеклоткань Т-10-80 и клеевая композиция). Укладка монослоев имеет следующий вид: $[0^\circ/0^\circ]$, толщина монослоя $h = 0,28$ мм.

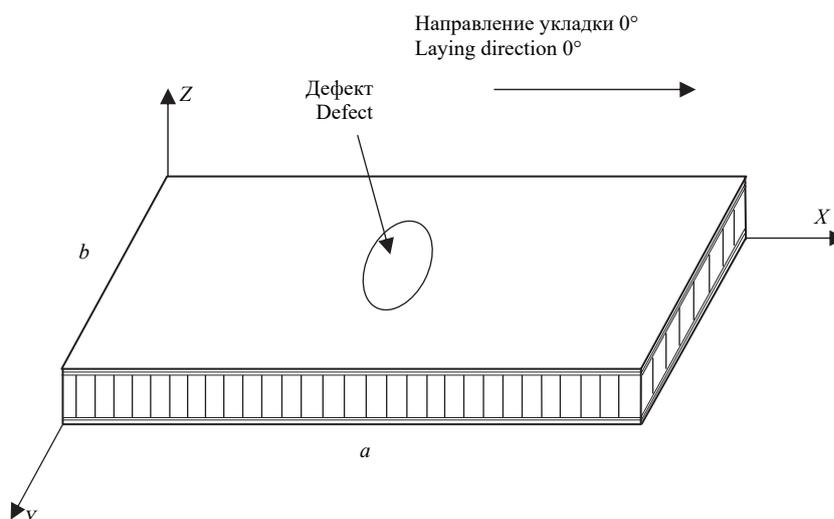


Рис. 1. Панель с сотовым заполнителем
Figure 1. A three-layer honeycomb panel

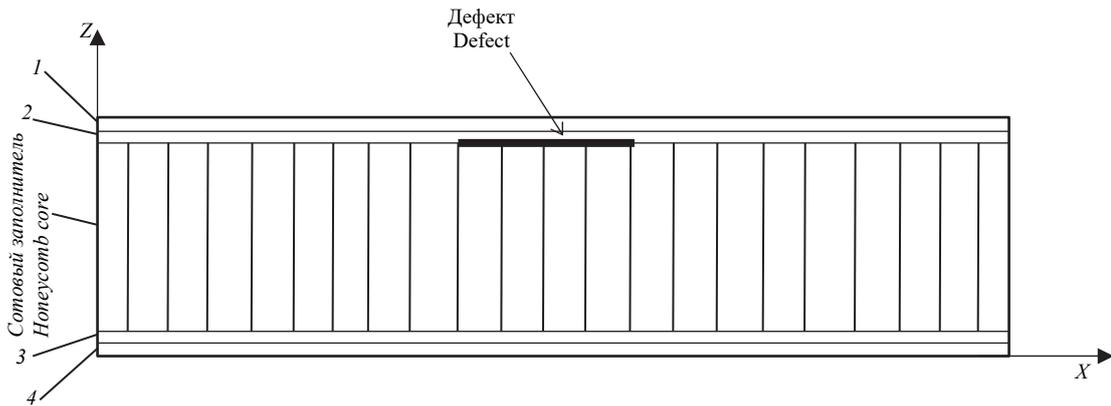


Рис. 2. Расположение дефекта
Figure 2. Location of the defect

Использование клеевых препрегов позволяет изготавливать конструкции (в том числе и трехслойные) одинарной и сложной кривизны за одну технологическую операцию. Стекло- и углепластики на основе клеевых препрегов по сравнению с аналогичными традиционными композитами имеют повышенную трещиностойкость, прочность при межслоевом сдвиге, усталостную и длительную прочность.

Сотовый наполнитель выполнен из полимеросотопласта ПСП-1-2,5-48 (гексагональная форма сотовой ячейки, размер грани ячейки $a = 2,5$ мм, толщина стенки $\delta = 0,05$ мм, плотность $\rho = 48$ кг/м³) на основе арамидноволоконистой синтетической каландрированной бумаги и фенольного связующего. Такая комбинация позволяет повысить механические свойства наполнителя, уменьшить влагопоглощение, обеспечить защиту от проникания грибков, сохранять эксплуатационные свойства.

Стенки сот расположены перпендикулярно несущим слоям. Высота сотового наполнителя $H = 5,0$ мм.

На рис. 2 монослой клеевого препрега обозначены цифрами 1, 2, 3, 4. Дефект расположен между вторым монослоем верхней обшивки и сотовым наполнителем.

В работе рассматривается поведение панели под действием ударной нагрузки [9–11] при наличии и отсутствии повреждений (дефектов).

Ударное воздействие на панель

Создание конечно-элементной сетки осуществлялось в программном комплексе Simcenter Femap. Каждый монослой моделировался отдельным набором объемных конечных элементов (КЭ). Всего в модели 97 177 КЭ. Затем модель импортировалась в программный комплекс конечно-элементного анализа LS-DYNA, где задавались нагрузка и граничные условия. Зона повреждения моделировалась при помощи контакта AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE. Остальные слои связаны между собой контактом AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK.

В качестве нагрузки рассматривается ударное воздействие на панель (точка удара совпадает с центром повреждения) фрагмента шины из армированной резины (разрыв покрышки колеса шасси самолета при взлете с взлетно-посадочной полосы аэродрома) [12–15]. Фрагмент моделируется прямоугольным параллелепипедом. Он имеет скорость $V = 16$ м/с (вектор скорости перпендикулярен поверхности панели), масса фрагмента $m = 22,48$ г. Граничные условия – жесткое защемление коротких торцов панели.

На рис. 3 показана конечно-элементная модель (КЭМ) панели с действующим на нее фрагментом шины.

Материал монослоя обшивки панели (клеевой препрег) имеет следующие физико-механические характеристики: $[\sigma_1] = 570$ МПа, $[\sigma_2] = 245$ МПа, $[\sigma_{-1}] = 555$ МПа, $[\sigma_{-2}] = 380$ МПа, $[\tau] = 69$ МПа, $[\tau_{12}] = 11$ МПа, $E_1 = 27,5$ ГПа, $E_2 = 17,5$ ГПа, $\mu_{12} = 0,18$.

Характеристики материала сотового наполнителя: $[\sigma_{-1}] = 1,4$ МПа, $[\sigma_{II}] = 1$ МПа, $[\sigma_{\perp}] = 0,6$ МПа, $G_{II} = 35$ МПа, $G_{\perp} = 20$ МПа.

Здесь $[\sigma_1]$ – предел прочности при растяжении по основе; $[\sigma_2]$ – предел прочности при растяжении по утку; $[\sigma_{-1}]$ – предел прочности при сжатии по основе; $[\sigma_{-2}]$ – предел прочности при сжатии по утку; $[\tau]$ – предел прочности при межслоевом сдвиге; $[\tau_{12}]$ – предел прочности при сдвиге в плоскости листа; E_1 – модуль упругости при растяжении по основе; E_2 – модуль упругости при растяжении по утку;

μ – коэффициент Пуассона; $[\sigma_{\parallel}]$ – предел прочности при сдвиге, параллельном плоскости элементов ячеек; $[\sigma_{\perp}]$ – предел прочности при сдвиге в направлении, перпендикулярном плоскости элементов ячеек; G_{\parallel} – модуль упругости при сдвиге в направлении, параллельном плоскости склейки элементов ячеек; G_{\perp} – модуль упругости при сдвиге в направлении, перпендикулярном плоскости склейки элементов ячеек.

На рис. 4 показано изменение полной контактной силы, действующей на панель.

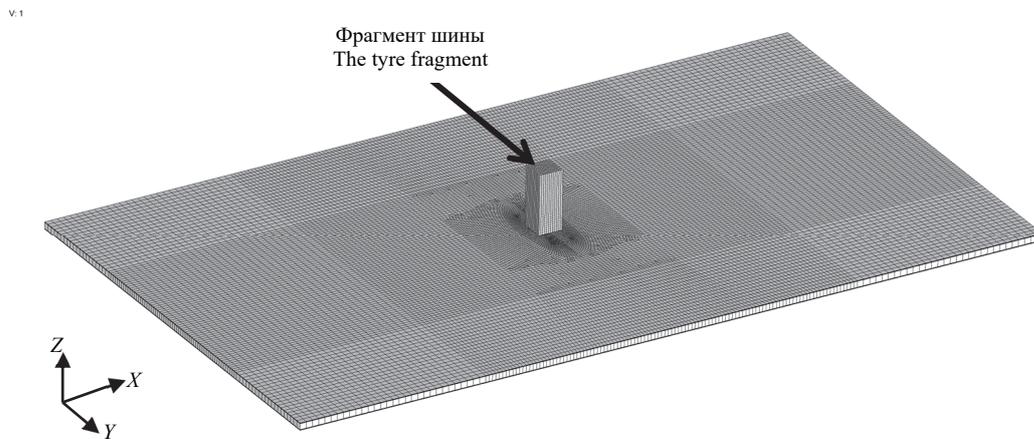


Рис. 3. Конечно-элементная модель
Figure 3. Finite element model

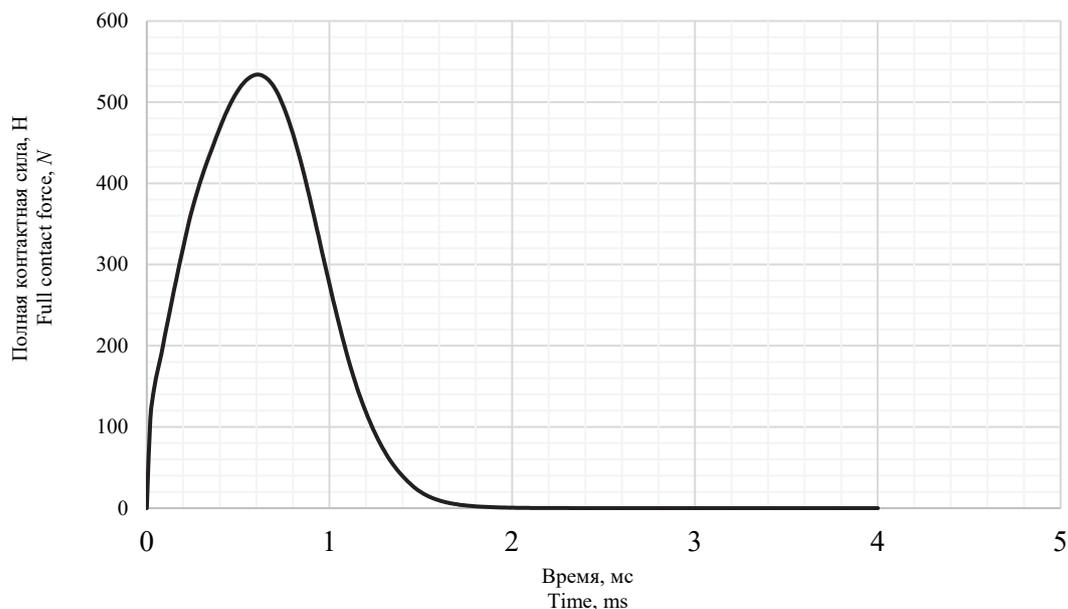


Рис. 4. Изменение полной контактной силы
Figure 4. Change in the total contact force

Результаты расчета

В результате проведенного исследования с помощью разработанной КЭМ определяется распределение полей напряжений и деформаций в монослоях панели в различные моменты времени. На основе полей напряжений и деформаций вычисляется распределение индекса разрушения f по различным критериям разрушения для ПКМ (разрушение наступает, когда индекс разрушения $f = 1$).

На рис. 5 показано распределение продольных напряжений в слое 2 обшивки панели с повреждениями и без повреждений в момент времени 0,68 мс.

Из рис. 5 следует, что максимальные продольные растягивающие напряжения в области повреждения во втором слое в случае поврежденной панели больше в 2,48 раза, чем в случае неповрежденной панели.

На рис. 6 показано распределение напряжений сдвига в плоскости листа для слоя 2 панели с повреждениями и без повреждений в момент времени 0,68 мс.

Из рис. 6 следует, что максимальные напряжения сдвига во втором слое в случае поврежденной панели больше в 2,26 раза, чем в случае неповрежденной панели.

На рис. 7–9 показано распределение индексов разрушения в слое 2 с повреждением и без повреждения в момент времени 0,68 мс по критериям Puck [16–18], Hashin [19], LaRC03 [20].

На рис. 10 показано изменение прогиба в слое с повреждением (слой 2), сотовом заполнителе и неповрежденной панели в центре расположения повреждения.

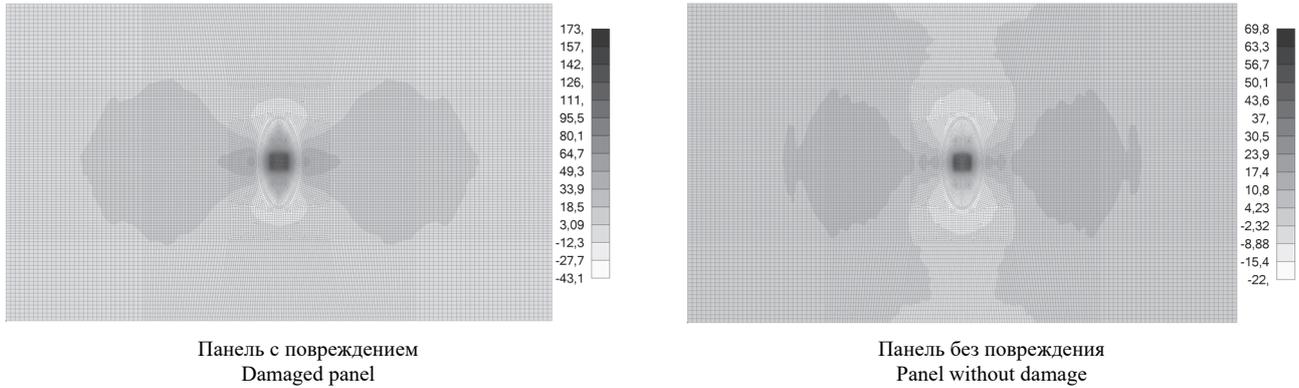


Рис. 5. Распределение продольных напряжений в слое 2 панели, МПа
Figure 5. Distribution of longitudinal stresses in layer 2 of the panel, MPa

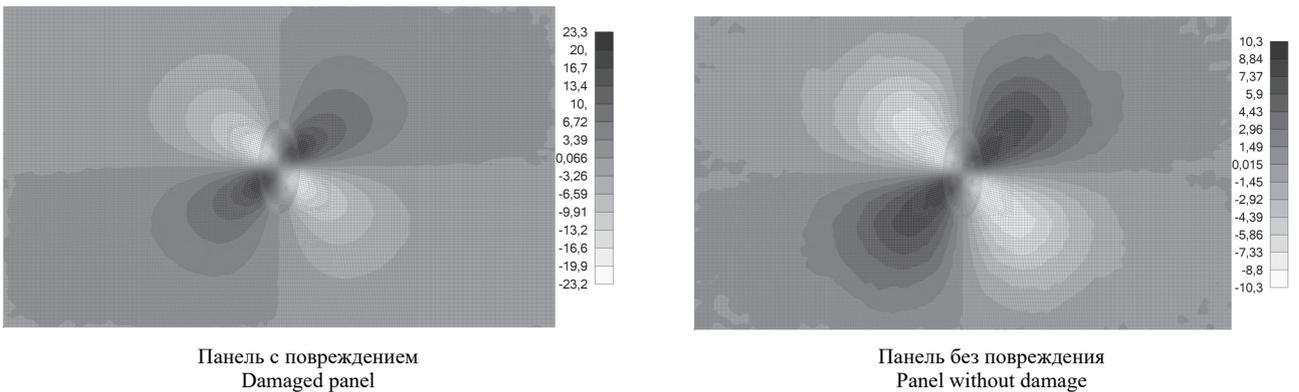


Рис. 6. Распределение напряжений сдвига в слое 2 панели, МПа
Figure 6. Distribution of shear stresses in layer 2 of the panel, MPa

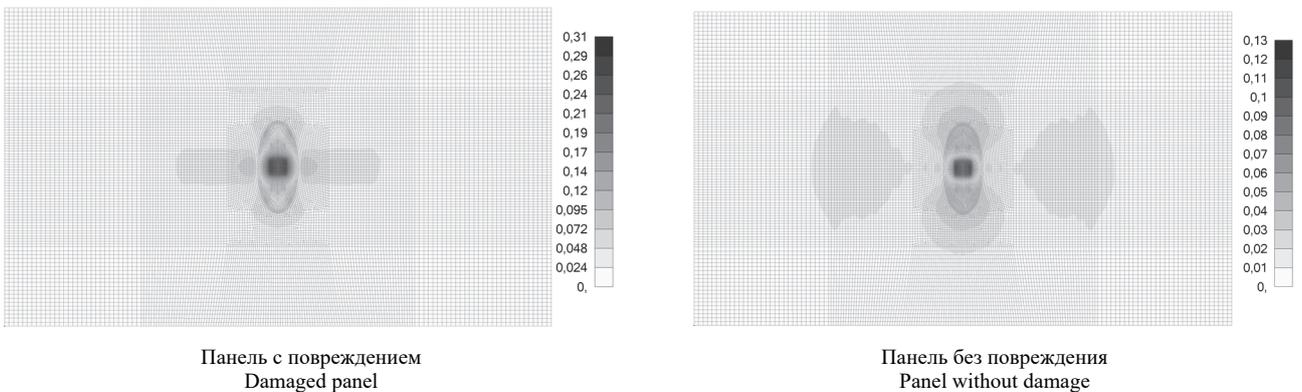


Рис. 7. Распределение индексов разрушения по критерию Puck
Figure 7. Distribution of failure index according to the Puck criterion

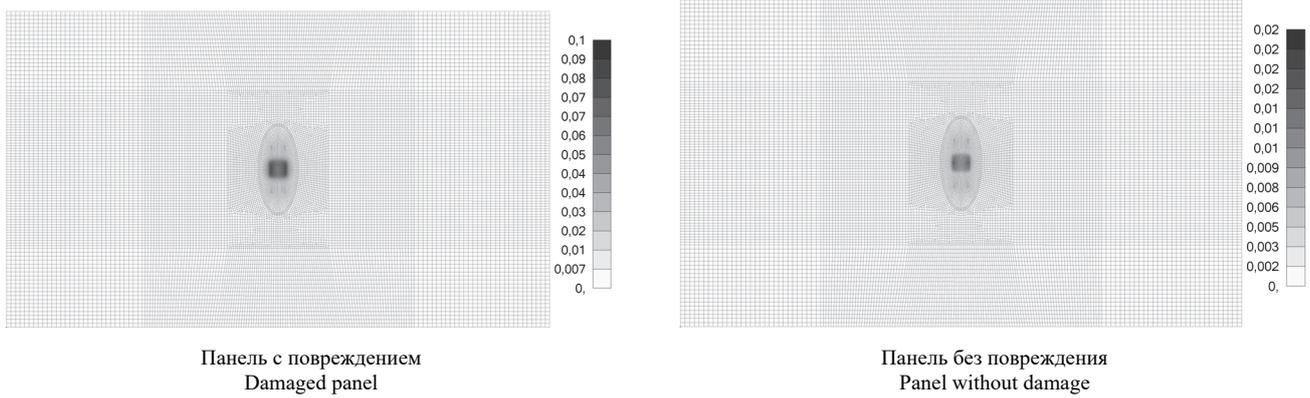


Рис. 8. Распределение индексов разрушения по критерию Hashin
Figure 8. Distribution of failure index according to the Hashin criterion

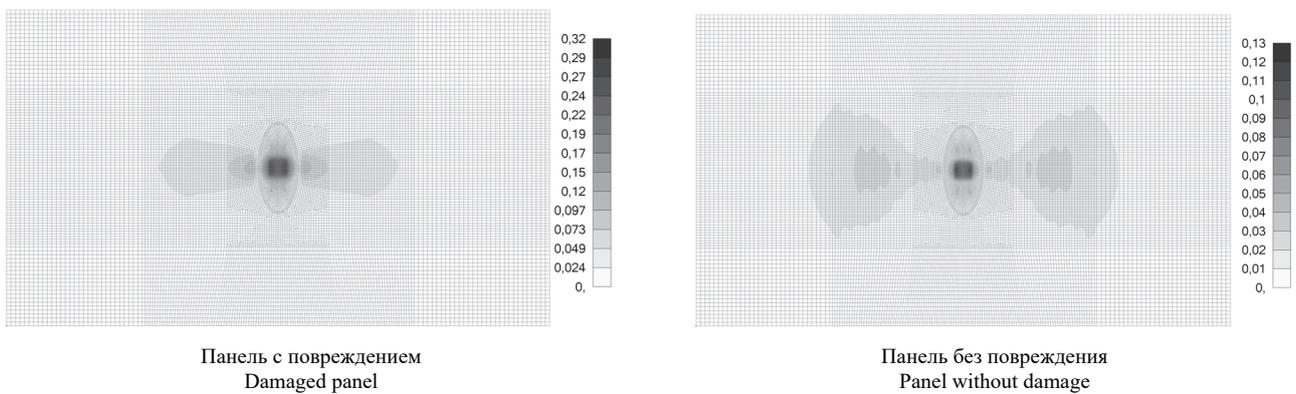


Рис. 9. Распределение индекса разрушения по критерию LaRC03
Figure 9. Distribution of failure index according to the LaRC03 criterion

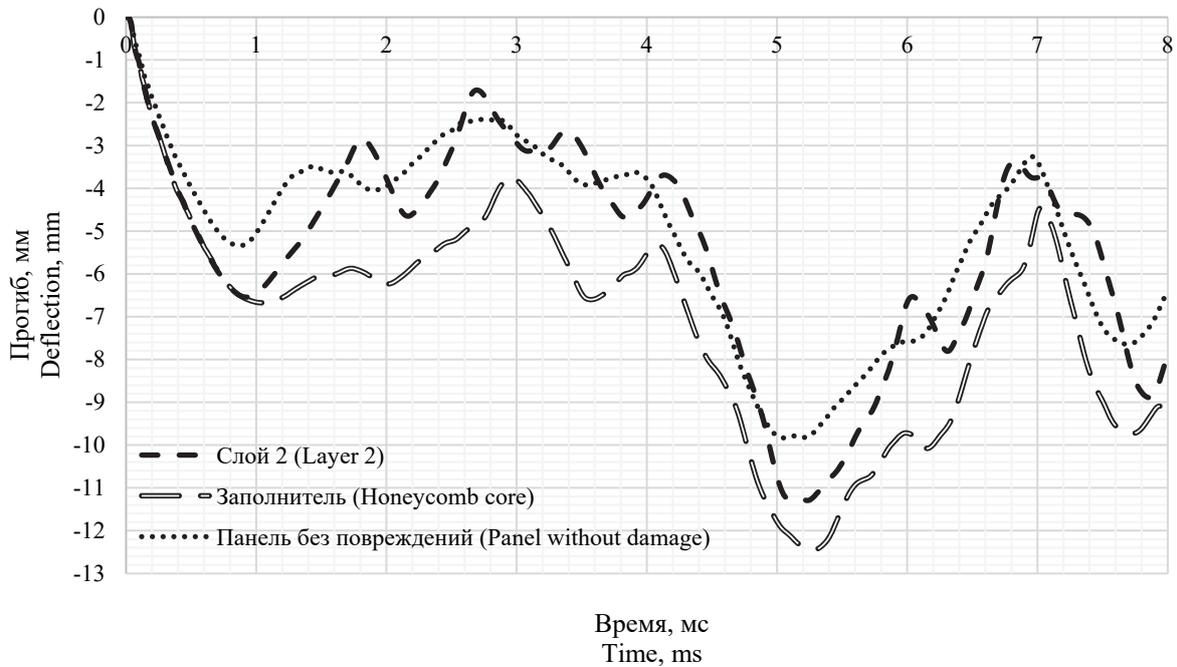


Рис. 10. Зависимость прогибов от времени
Figure 10. Dependence of deflections on time

Из рис. 7–9 следует, что наименьшее значение индекса разрушения в области повреждения показывает критерий Hashin: $f = 0,1$ для панели с повреждением и $f = 0,024$ для неповрежденной панели. Наибольшее значение индекса разрушения в области повреждения дает критерий LaRC03: $f = 0,32$ для панели с повреждением и $f = 0,13$ для неповрежденной панели.

Из рис. 10 следует, что в момент времени 2,68 мс прогиб в центре панели с повреждением больше прогиба панели без повреждений в 2,84 раза.

Заключение

Анализ результатов показал, что рассмотренное в работе динамическое нагружение ударного характера оказывает влияние на изменение прогибов трехслойной панели (максимальный прогиб в точке удара больше в 2,84 раза), распределение напряжений и индексов разрушения. Максимальные действующие продольные напряжения в несущих слоях для случая наличия повреждения в 2,48 раза больше, чем в случае отсутствия повреждений.

Список литературы / References

1. Demeshkin A.G., Kornev V.M., Astapov N.S. Strength of glued composite in the presence of crack-like defects. *Mechanics of Composite Materials and Structures*. 2013;19(3):445–458.
Демешкин А.Г., Корнев В.М., Астапов Н.С. Прочность клееного композита при наличии трещиноподобных дефектов // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2013. Т. 19. № 3. С. 445–458.
2. Dimitrienko Yu.I., Yurin Yu.V., Fedonyuk N.N. Numerical modeling of deformation and strength of sandwich composite structures with defects. *Mathematical Modeling and Numerical Methods*. 2016;(3(11)):3–23.
Димитриенко Ю.И., Юрин Ю.В., Федонюк Н.Н. Численное моделирование деформирования и прочности трехслойных композитных конструкций с дефектами // *Математическое моделирование и численные методы*. 2016. № 3 (11). С. 3–23.
3. Mitryaykin V.I., Bezzametnov O.N. The impact of shock damage on the strength of various composite materials. *Mechanics of Composite Materials and Structures, Complex and Heterogeneous Media: Collection of Abstracts of the 9th All-Russian Scientific Conference with International Participation Named After I. F. Obraztsov and Yu. G. Yanovsky, Dedicated to the 30th Anniversary of IPRIM RAS*. Moscow: Sam Polygraphist Publ.; 2019. p. 181–184.
Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н. Влияние ударных повреждений на прочность различных композиционных материалов // *Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред: сборник тезисов 9-й Всероссийской научной конференции с международным участием имени И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского, посвященной 30-летию ИПРИМ РАН*. М.: Сам Полиграфист, 2019. С. 181–184.
4. Bezzametnov O.N., Mitryaykin V.I., Khaliulin V.I., Krotova E.V. Developing technique for impact action resistance determining of the aircraft parts from composites with honeycomb filler. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(3):111–125.
Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И., Кротова Е.В. Разработка методики определения стойкости к ударным воздействиям деталей летательных аппаратов из композитов с сотовым наполнителем // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 3. С. 111–125.
5. Mitryaykin V.I., Bezzametnov O.N., Krotova E.V. The study of strength of composites under impact. *Russian Aeronautics*. 2020;63(3):397–404. <http://dx.doi.org/10.3103/S1068799820030046>
Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н., Кротова Е.В. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2020. № 3. С. 27–33.
6. Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V. Numerical analysis of layered composite panel behavior with interlaminar defects under action of dynamic loads. *Structural Mechanics of Engineering Constructions and Buildings*. 2019;15(2):127–134. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/1815-5235-2019-15-2-127-134>
Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Численный анализ поведения слоистой композитной панели с межслоевыми дефектами под действием динамических нагрузок // *Строительная механика инженерных конструкций и сооружений*. 2019. Т. 15. № 2. С. 127–134. <http://dx.doi.org/10.22363/1815-5235-2019-15-2-127-134>
7. Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Dedova D.V. Impact of interlaminar elliptical defects upon behavior of rectangular carbon plastic plate at static and dynamic loads. *Bulletin of Bryansk State Technical University*. 2020;(12(97)):19–30. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.30987/1999-8775-2020-12-19-30>
Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В., Дедова Д.В. Влияние межслоевых дефектов эллиптической формы на поведение прямоугольной пластины из углепластика при действии статической и динамической нагрузок // *Вестник Брянского государственного технического университета*. 2020. № 12 (97). С. 19–30. <http://dx.doi.org/10.30987/1999-8775-2020-12-19-30>
8. Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Dedova D.V. Assessment of the strength of a composite package with internal defects according to various failures criteria under the influence of unsteady load. *Periódico Tchê Química*. 2020;17(35):1218–1230. http://dx.doi.org/10.52571/PTQ.v17.n35.2020.100_MEDVEDSKIY_pgs_1218_1230.pdf

9. Hassanpour Roudbeneh F., Liaghat G., Hadavinia H., Sabouri H. Experimental investigation of impact loading on honeycomb sandwich panels filled with foam. *International Journal of Crashworthiness*. 2019;24(2):199–210. <http://dx.doi.org/10.1080/13588265.2018.1426233>
10. Jayaram R.S., Nagarajan V.A., Kumar K.V. Low velocity impact and compression after impact behaviour of polyester pin-reinforced foam filled honeycomb sandwich panels. *Journal of Sandwich Structures and Materials*. 2021. <http://dx.doi.org/10.1177/1099636221998180>
11. Zhang D., Zhang P., Fei Q. Drop-weight impact behavior of honeycomb sandwich panels under a spherical impactor. *Composite Structures*. 2017;168:633–645. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.02.053>
12. Zhao G.W., Bai J.Q., Chen J.C., Qi Y.F. Average plastic collapse stress model of metallic honeycomb structure under out-of-plan impact load. *Zhendong yu Chongji*. 2016;35(12):50–54. <http://dx.doi.org/10.13465/j.cnki.jvs.2016.12.008>
13. Zhang Z., Chi R., Pang B., Guan G. Characteristic comparison of energy absorbing and dissipating of honeycomb panel and Whipple structure in hypervelocity impact. *Chinese Journal of Applied Mechanics*. 2016;33(5):754–759. <http://dx.doi.org/10.11776/cjam.33.05.D093>
14. Gerber N., Uhlig C., Dreyer C., Chowdhury Y. Symmetrical napcore and honeycomb sandwich structures under impact load. *Fibers and Polymers*. 2016;17(12):2124–2130. <http://dx.doi.org/10.1007/s12221-016-6271-8>
15. Zhang Q.N., Zhang X.W., Lu G.X., Ruan D. Ballistic impact behaviors of aluminum alloy sandwich panels with honeycomb cores: an experimental study. *Journal of Sandwich Structures and Materials*. 2018;20(7):861–884. <http://dx.doi.org/10.1177/1099636216682166>
16. Puck A., Schurmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology*. 1998;58:1045–1067.
17. Puck A., Kopp J., Knops M. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology*. 2002;62:1633–1662.
18. Puck A., Kopp J., Knops M. Guidelines for the determination of the parameters in Puck's action plane strength criterion. *Composites Science and Technology*. 2002;62:371–378.
19. Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*. 1980;47:329–334.
20. Sebaey T.A., Blanco N., Lopes C.S., Costa J. Numerical investigation to prevent crack jumping in Double Cantilever Beam test of multidirectional composite laminates. *Composites Science and Technology*. 2011;71:1587–1592. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2011.07.002>