

Научная статья

УДК 678.01

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179111>

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПЫТАНИЙ НА СЖАТИЕ СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТОВ С ДЕФЕКТАМИ В ВИДЕ РАССЛОЕНИЯ

Илья Сергеевич Белоусов¹✉, Лев Петрович Железнов², Татьяна Витальевна Бурнышева³

^{1,2} Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина (СибНИА),
Новосибирск, Россия

^{1,3} Новосибирский государственный технический университет (НГТУ),
Новосибирск, Россия

¹ belousov.is.stud@gmail.com ✉

² zgeleznov@sibnia.ru

³ tburn@mail.ru

Аннотация. Полимерно-композиционные материалы (ПКМ) нашли широкое применение при проектировании элементов авиационных конструкций: панелей крыла, фюзеляжа и др. Такие материалы обладают достаточно высокой прочностью и малой плотностью. Однако как при изготовлении, так и при эксплуатации в них возможно появление различных дефектов в виде непроклея или расслоения при ударе, что существенно снижает прочностные характеристики конструкций. Поэтому необходим учет влияния таких дефектов на прочность.

Представлены материалы моделирования испытаний образцов в виде пластин, выполненных из ПКМ с дефектом в виде предварительного непроклея. Дефекты имели форму прямоугольника и круга, с различными геометрическими размерами и глубиной залегания по толщине образцов. Проведено сравнение результатов испытаний подобных образцов с результатами конечно-элементного моделирования, которое показало хорошее согласование с данными экспериментов.

Ключевые слова: межслойные дефекты многослойных полимерных композитных материалов, устойчивость композитных пластин, нелинейный анализ методом конечных элементов, анализ закритического поведения, испытания композитных образцов

Для цитирования: 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. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179111>

Original article

COMPRESSION TEST SIMULATION OF LAYERED COMPOSITES WITH DELAMINATION

Il'ya S. Belousov¹✉, Lev P. Zheleznov², Tat'yana V. Burnysheva³

^{1,2} S.A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation,
Novosibirsk, Russia

^{1,3} Novosibirsk State Technical University (NSTU),
Novosibirsk, Russia

¹ belousov.is.stud@gmail.com ✉

² zgeleznov@sibnia.ru

³ tburn@mail.ru

© Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В., 2024

Abstract

The widespread application of layered composite materials in the aviation industry is stipulated by a number of their advantages compared with conventional structural materials, such as less weight, strength, rigidity and thermal characteristics [1]. However, there is a number of significant disadvantages, complicating their utilization. One of these disadvantages is their susceptibility to various fracture mechanism caused by their properties non-uniformity and layered structure. One of the alike defects is bonds disruption between the composite layers, which lead to the critical load decrease, stability loss of the corresponding structural elements, which is especially dangerous for small aviation both while operation (hail impact) and while an aircraft assembling [2-4]. Technology violation of the composite aviation structural elements may lead to the interlayer defects as well [5-6]. There is a great number of works dealing with the studies of interlayer defects presence impact on the structure [7-10]. The majority of works consider as a rule only the issues of the structures strength. The presented article deals with the stability analysis of the plates from the multilayer composite with defect in the form of delamination of various shapes.

The relation between the stability loss and beginning of the defect growth, i.e. the delamination process commence, was established for this kind of samples [11-15].

The similar behavior of composite plates with embedded delamination under the compression load is described in detail in [16, 17], where the analysis was conducted using the finite element method, as well as various analytical and semi-analytical methods. The article [18] presents a comparison of the results obtained for the samples with one type of defect employing an analytical approach with the experimental data. A comparison of finite element computations with the results of composite samples testing was performed in this work.

Samples of the following type were fabricated: a rectangular composite plate made of Torayca T800 prepreg, with the defect in the form of the embedded delamination. Preliminary delaminations were of both a rectangle and circle shapes; the circle-shape delaminations had different radii and depths of location. The defect was simulated by adding a teflon film of the appropriate shape between the layers. This method of the defect simulation has proven to be effective in the manufacture of samples such as a double cantilever beam and a plate with a width-through delamination [19, 20].

Development of the finite element model of samples plates with embedded delamination was performed by the two-dimensional elements, accounting for the lay-up order of the plates placing in the composite bundle. A nonlinear static problem with account for buckling and further postbuckling behavior was being solved. The data consistent with the results presented in the open sources was obtained by the results of the finite element analysis computations.

Further, the samples were tested for compression in accordance with the Standard [21]. The data on the nature of the samples post-buckling behavior obtained from tests are inconsistent with those previously obtained with the finite element model.

To clarify the reasons for such difference between the results of the finite element analysis and experimental data, more detailed finite element modeling was performed, which accounted for the part of the equipment through which the load is transmitted from the testing machine to the sample. While solving the nonlinear static problem, the sample stability loss in the equipment area was assumed as the first form of buckling. This finite element model allowed obtaining the results consistent with the data obtained with the tests.

Keywords: interlayer defects of layered polymer composite material, composite plates stability, nonlinear finite element analysis, postbuckling behavior analysis, composite samples testing

For citation: Belousov I.S., Zheleznov L.P., Burnysheva T.V. Compression Test Simulation of Layered Composites with Delamination. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 93-104. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179111>

Введение

Широкое распространение многослойных полимерно-композиционных материалов (ПКМ) в авиационной отрасли обусловлено целым рядом преимуществ, которые они имеют в сравнении с традиционными конструкционными материалами: меньшая плотность, лучшие прочностные, жесткостные и теплофизические характеристики [1]. Однако ряд существенных недостатков осложняет их использование. К таким недостаткам относятся подверженность разнообразным механизмам разрушения вследствие неоднородности свойств композитов и их слоистой структуры. Одним из подобных типов дефектов являются нарушения связей между слоями композита, снижающие уровень критической нагрузки потери устойчивости соответствующих элементов конструкции, что особенно опасно для малой авиации, в которой ПКМ широко применяются. Причинами расслоения могут быть ударные воздействия на элементы конструкции, как во время эксплуатации (удар градом), так и в процессе сборки летательного аппарата [2–4]; также к межслойным дефектам могут привести нарушения технологии производства композитных элементов авиационных конструкций [5, 6]. Исследованию влияния наличия межслойных дефектов на конструкцию посвящено большое количество работ [7–10]. Как правило, в большинстве из них рассматриваются только вопросы прочности конструкций. Данная работа посвящена анализу устойчивости пластин, выполненных из многослойного ПКМ, содержащих дефект в виде непроклеев различной формы.

Для образцов подобного типа установлена связь между потерей устойчивости и началом роста дефекта, т. е. началом процесса расслоения [11–15]. Подробно поведение композитных пластин с дефектом в виде непроклея под действием сжимающей нагрузки описано в работах [16, 17], в которых анализ проводился с помощью метода конечных элементов, а также различных аналитических и полуаналитических методов. Общий вывод из этих работ следующий. Если размер и глубина расположения расслоения приводят к тому, что критическая нагрузка локальной потери устойчивости в зоне дефекта (отслоения) меньше, чем критическая нагрузка глобальной потери устойчивости пластины как целого, то сначала происходит локальная

потеря устойчивости наиболее тонкой отслоенной части пластины, далее, с ростом перемещений из плоскости этой части пластины, плавно растут перемещения основной части пластины (нижней, более толстой), затем происходит глобальная потеря устойчивости образца, которая приводит к росту исходного дефекта. На подобный характер поведения в общем случае не влияют механические характеристики материала, укладка композитного пакета, форма дефекта и граничные условия. Упомянутые выше работы ограничиваются математическими расчетными моделями. В работе [18] представлено сравнение результатов, полученных с помощью аналитического подхода для образцов с одним типом дефекта, с экспериментальными данными. В данной статье сопоставляются результаты конечно-элементного расчета с результатами испытаний композитных образцов.

Конечно-элементное моделирование

Были изготовлены образцы следующего вида: прямоугольная композитная пластина, выполненная из препрега Тогауса Т800 (механические характеристики монослоя данного препрега представлены в табл. 1), с дефектом в виде непроклея. Предварительные непроклеи имели форму прямоугольника и круга. Непроклеи в форме круга различались радиусом и глубиной расположения. Эскиз образцов представлен на рис. 1.

Дефект имитировался с помощью добавления между слоями тефлоновой пленки соответствующей формы, толщиной 0,02 мм. Такой способ ими-

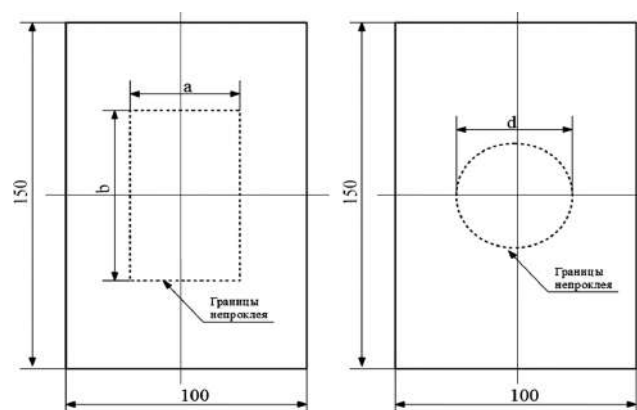


Рис. 1. Эскиз образца в виде пластины с предварительным дефектом

Таблица 1
Механические характеристики монослоя препрега Тогауса Т800

E_x , кгс/мм ²	E_y , кгс/мм ²	E_z , кгс/мм ²	ν_{xy}	ν_{yz}	ν_{xz}	G_{xy} , кгс/мм ²	G_{yz} , кгс/мм ²	G_{xz} , кгс/мм ²
14300	920	920	0,34	0,34	0,34	437	437	437

тации дефекта показал свою эффективность при изготовлении образцов типа двойная консольная балка [19, 20].

Имелись следующие типы образцов: «И» – образцы без предварительного дефекта; «П» – образцы с дефектом прямоугольной формы с размерами $a = 55$ мм, $b = 83$ мм; «О31» – образцы с дефектом в форме круга с диаметром $d_1 = 31$ мм; «Об2.1» и «Об2.2» – образцы с дефектом в форме круга с диаметром $d_2 = 62$ мм. Образцы без дефекта (типа «И») имели следующую укладку (указаны градусы относительно продольной оси): [+45, 0, -45, 90, 0, 0, 0, +45, 0, -45, 0, 0, 0, 0, 0, +45, 90, 0, 0, 0, 0, 90, +45, 0, 0, 0, 0, -45, 0, +45, 0, 0, 0, 90, -45, 0, +45]. У образцов типов «П», «О31» и «Об2.1» глубина расположения пленки $n = 6$ слоев, соответственно, укладка имеет следующий вид: [+45, 0, -45, 90, 0, 0, 0, +45, 0, -45, 0, 0, 0, 0, +45, 90, 0, 0, 0, 0, 90, +45, 0, 0, 0, 0, -45, 0, +45, 0, пленка, 0, 0, 90, -45, 0, +45]. У образцов типа «Об2.2» глубина расположения укладки $n = 12$ слоев, укладка имеет следующий вид: [+45, 0, -45, 90, 0, 0, 0, +45, 0, -45, 0, 0, 0, 0, +45, 90, 0, 0, 0, 0, 90, +45, 0, 0, пленка, 0, 0, -45, 0, +45, 0, 0, 0, 90, -45, 0, +45].

Построение конечно-элементной модели (КЭМ) образцов-пластин с предварительными дефектами проводилось в программном комплексе ANSYS с помощью двумерных элементов типа Shell181 с учетом порядка расположения слоев по толщине композитного пакета. Конечно-элементные модели образцов делились на три области: неповрежденная часть, нижняя, более толстая часть расслоения и верхняя, более тонкая часть расслоения. Для каждой из этих частей задавалась соответствующая укладка монослоев. Полученная таким образом КЭМ на примере пластины типа «О31» представлена на рис. 2 и 3.

На рис. 4–7 представлены графики перемещений из плоскости точек верхней и нижней поверх-

ности образцов, полученные в результате решения геометрически нелинейной задачи статики с учетом потери устойчивости и закритического поведения при различных граничных условиях. Вертикальные прямые линии соответствуют критической нагрузке локальной потери устойчивости ($P_{кр}^{лок}$) и нагрузке потери устойчивости соответствующего образца без дефекта ($P_{кр}^{без\ деф}$).

Из рисунков можно сделать следующие выводы: характер поведения образцов всех типов с граничными условиями защемления и образцов типа «Об2.1» и «П» с граничными условиями шарнирного опирания соответствует данным работ [12, 13]. То есть сначала происходит локальная потеря устойчивости отслоения, далее, с ростом перемещений из плоскости потерявшей устойчивость части пластины, плавно растут перемещения основной части пластины, затем происходит глобальная потеря устойчивости образца при нагрузке, близкой к критической нагрузке соответствующего образца без дефекта. Образец типа «О31» с граничными условиями шарнирного опирания (рис. 4) теряет устойчивость как целое, поскольку нагрузка локальной потери устойчивости и нагрузка потери устойчивости соответствующего образца без дефекта близки для данной конфигурации. Характер поведения образца «Об2.2» с граничными условиями шарнирного опирания (рис. 6) соответствует характеру поведения, описанному в работе [14].

Таким образом, можно сделать вывод о том, что при использовании подобного подхода к моделированию испытаний на сжатие образцов в виде пластин, выполненных из многослойных композитных материалов с дефектами в виде непроклея, можно получить расчетные данные о потере устойчивости и закритическом поведении таких образцов, согласующиеся с данными, представленными в открытых источниках.

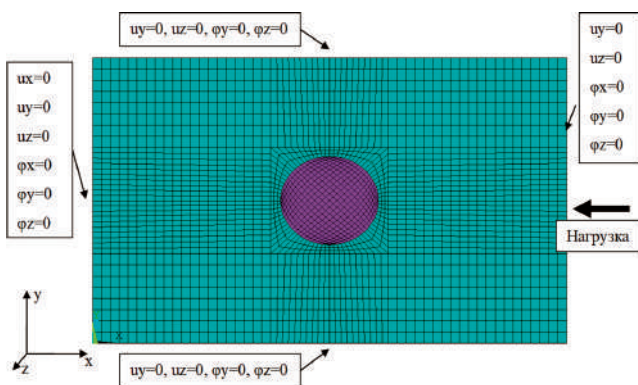


Рис. 2. Конечно-элементная модель образца «О31» с граничными условиями, соответствующими оснастке типа № 1

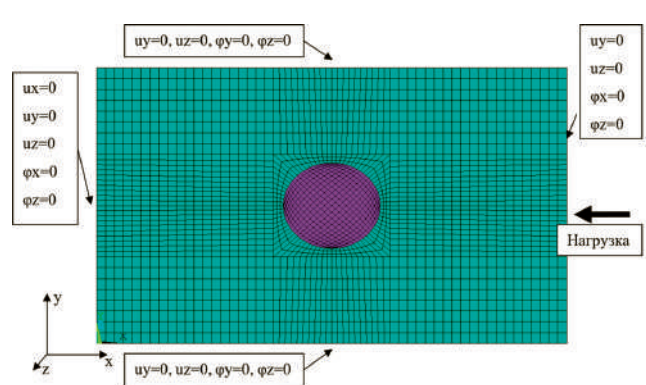


Рис. 3. Конечно-элементная модель образца «О31» с граничными условиями, соответствующими оснастке типа № 2

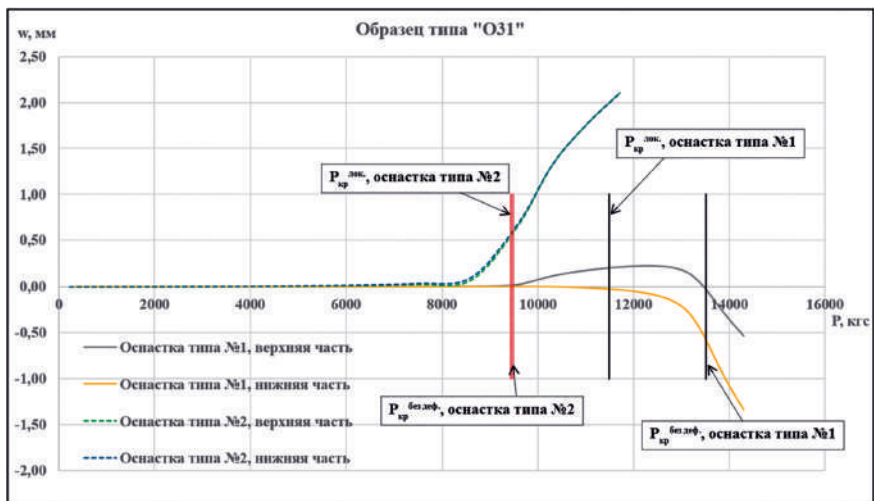


Рис. 4. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре конечно-элементной модели образца типа «O31»

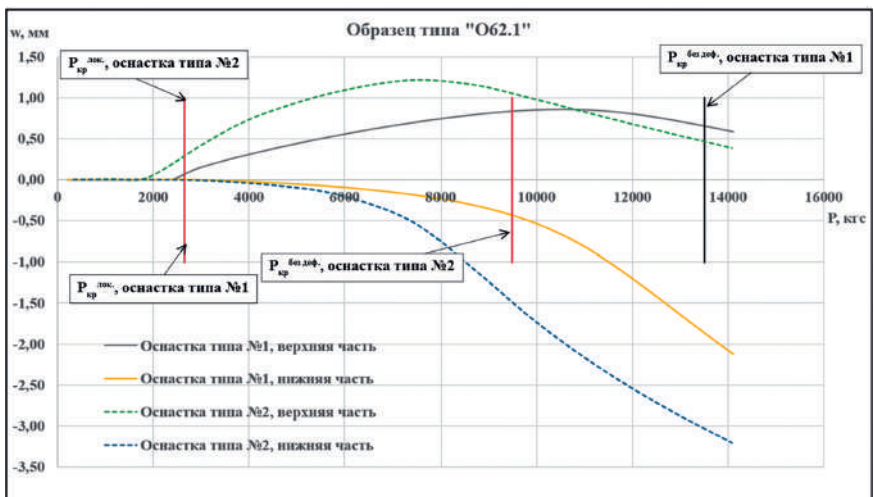


Рис. 5. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре конечно-элементной модели образца типа «O62.1»

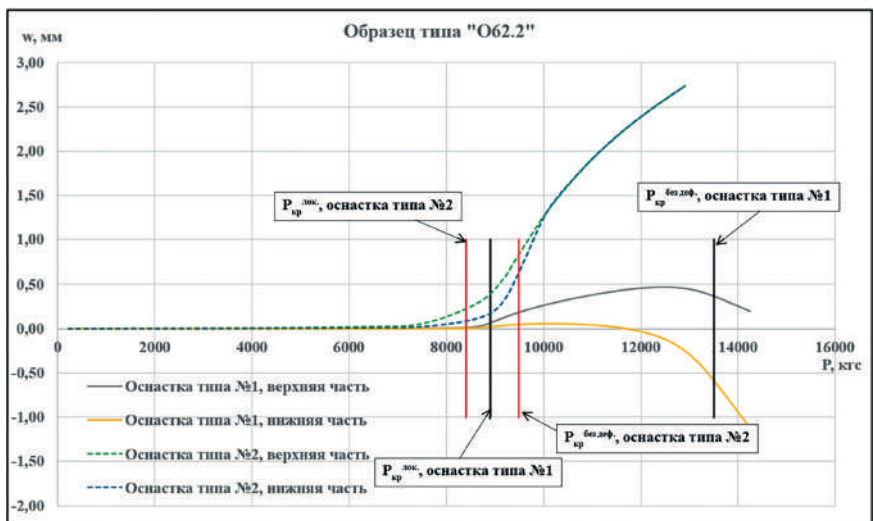


Рис. 6. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре конечно-элементной модели образца типа «O62.2»

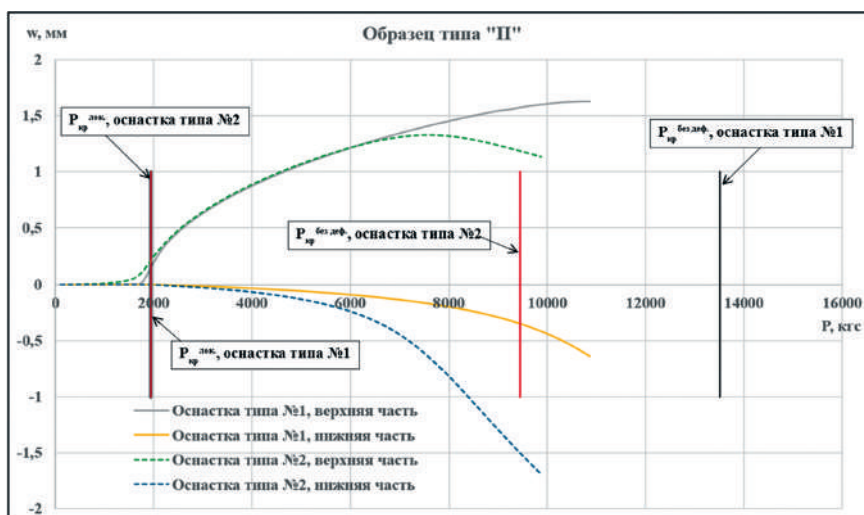


Рис. 7. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре конечно-элементной модели образца типа «П»

Анализ экспериментальных данных

Далее были проведены испытания описанных ранее образцов в зале статических испытаний на базе Сибирского научно-исследовательского института авиации им. С.А. Чаплыгина (СибНИА, г. Новосибирск) в электромеханической машине Instron 5985, оборудованной жесткими параллельными платформами, предназначенными для нагружения сжимающими нагрузками.

Испытания проводили в два этапа. На первом использовалась оснастка типа № 1, перемещения измерялись в центре образца с помощью индикаторов часового типа. Управление нагружением осуществлялось «по перемещению» со скоростью 1 мм/мин с паузами ≈10 с для снятия показаний индикаторов. Результаты испытаний приведены в табл. 2.

Таблица 2

**Результаты первого этапа испытаний
(Δ – раскрытие расслоения при $P_{кр}$)**

№ образца	Δ, мм	Δсредн, мм	$P_{кр}$, кгс	$P_{средн}$, кгс
И-1	—	—	14040	13960
И-2	—		14040	
О31-1	0,82	1,23	10627	12083
О31-2	1,63		13538	
О62.1-1	2,09	2,05	11548	10775
О62.1-2	2,01		10001	
О62.2-1	2,19	3,21	11761	12171
О62.2-2	4,22		12580	
П-1	1,32	1,20	11908	11117
П-2	1,07		10325	

На втором этапе использовалась оснастка типа №2, перемещения измерялись в центре образца с помощью измерителей лазерных триангуляционных РФ603-90/100. Управление нагружением проводилось также «по перемещению» со скоростью 1 мм/мин с паузами ≈ 5 с для снятия показаний датчиков. Результаты испытаний приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты второго этапа испытаний

№ образца	$P_{кр}$, кгс
О31-3	12500
О62.1-3	12054
О62.2-3	8500
П-3	11500

Конечно-элементное моделирование с учетом оснастки

Все испытанные образцы в течение всего процесса нагружения изгибались как целое, а при достижении некоторой нагрузки происходило разрушение образца в области оснастки. Данный характер поведения не соответствует результатам, полученным ранее с помощью конечно-элементного моделирования.

Для выяснения причин подобных расхождений результатов конечно-элементного моделирования и экспериментальных данных было проведено более подробное конечно-элементное моделирование. В новой конечно-элементной модели граничные условия прикладываются не к граням пластины, а в местах, где это в действительности происходит при установке образца в оснастку. Кроме того, моделировалась часть оснастки, через которую

передается нагрузка от испытательной машины к образцу (рис. 8 и 9). Оснастка моделировалась абсолютно жестким материалом. При моделировании оснастки типа № 1, которая реализует жесткое закрепление, учитывался зазор $\delta = 0.1$ мм между образцом и губками оснастки для имитации не абсолютно жесткой затяжки губок оснастки при установке образца (рис. 9,а). Между образцом и губками оснастки реализовано контактное взаимодействие.

При решении такой задачи первой формой потери устойчивости для обоих типов оснастки является потеря устойчивости образца в районе оснастки (рис. 10), соответственно, данная форма учитывалась при решении нелинейной задачи статики с учетом закритического поведения.

На рис. 11–18 представлены графики перемещений из плоскости центров верхней и нижней части образцов, полученные в результате испытаний и полученные в результате решения геометрически нелинейной задачи статики с учетом потери устойчивости и закритического поведения для КЭМ, с

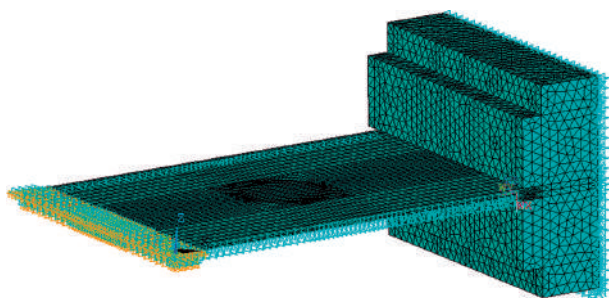


Рис. 8. Конечно-элементная модель с граничными условиями и элементом оснастки типа № 1

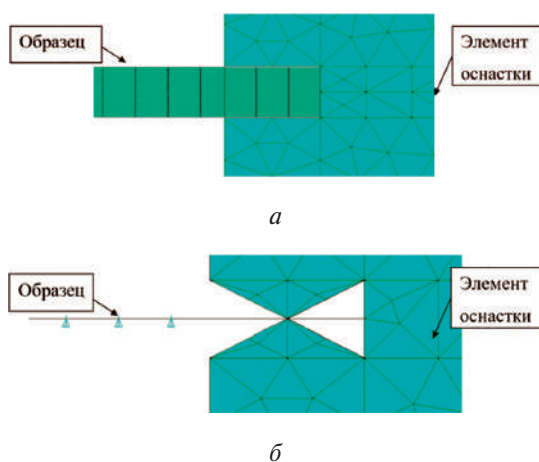


Рис. 9. Место крепления образца и элемента оснастки:
 а – оснастка типа № 1 (с учетом отображения толщины плоских конечных элементов пластины);
 б – оснастка типа № 2

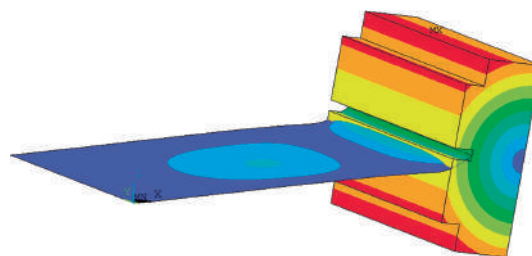


Рис. 10. Форма потери устойчивости образца в области оснастки (оснастка типа № 1)

учетом оснастки в сравнении с результатами, полученными в испытаниях. Вертикальные прямые линии ($P_{кр}$) соответствуют критическим нагрузкам потери устойчивости образцов в районе оснастки, полученным при решении задачи устойчивости (eigenvalue buckling). Также на рис. 15–18 обозначены пределы приведенной погрешности измерений перемещений во время испытаний.

Из рисунков видно, что характер закритического поведения пластин, определенный с помощью уточненной конечно-элементной модели, соответствует данным, полученным в испытаниях: сначала образцы сжимаются в плоскости нагружения, затем происходит потеря устойчивости образца в районе оснастки, вследствие чего образец изгибается как единое целое и в дальнейшем разрушается. Необходимо отметить, что для моделей образцов с оснасткой типа № 2 критическая нагрузка $P_{кр}$, полученная в результате решения линейной задачи устойчивости, значительно выше, чем нагрузка потери устойчивости, полученная при решении нелинейной задачи (рис. 15–18). Для моделей образцов с оснасткой типа № 1 (см. рис. 11–14) эта разница не столь значительна.

Выводы

Осуществлено моделирование испытаний на сжатие образцов в виде пластин, выполненных из многослойных композитных материалов с дефектами в виде предварительного расслоения, с помощью двумерных элементов типа оболочка, с учетом порядка расположения слоев в композитной укладке. В результате моделирования определен характер закритического поведения, который согласуется с данными, представленными в различных публикациях.

Для образцов, рассматриваемых в данной работе, моделирование испытаний с учетом оснастки позволило выявить, что потеря устойчивости в области оснастки происходит раньше, чем потеря устойчивости в области дефекта, а также позволило получить результаты нелинейного статического расчета, качественно согласующиеся с результатами

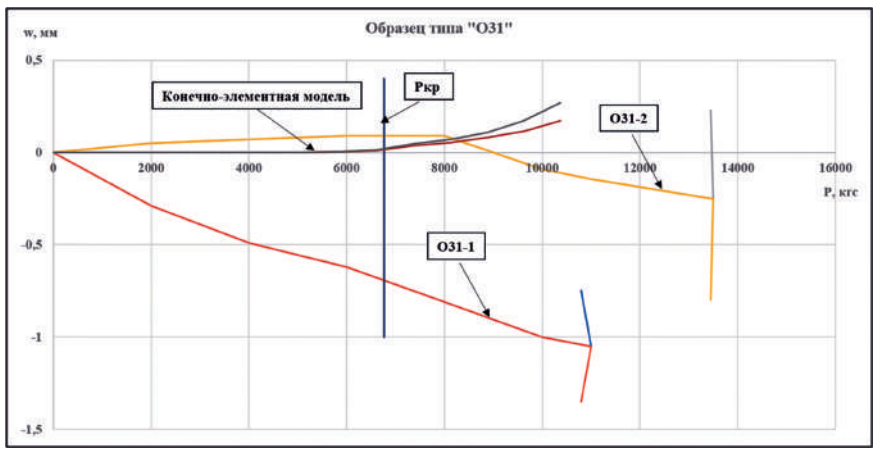


Рис. 11. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образцов типа «O31», первый этап испытаний

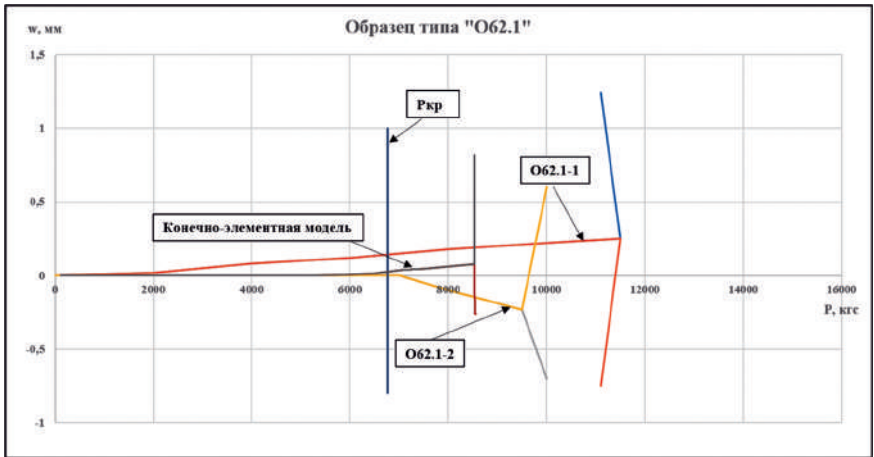


Рис. 12. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образцов типа «O62.1», первый этап испытаний



Рис. 13. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образцов типа «O62.2», первый этап испытаний

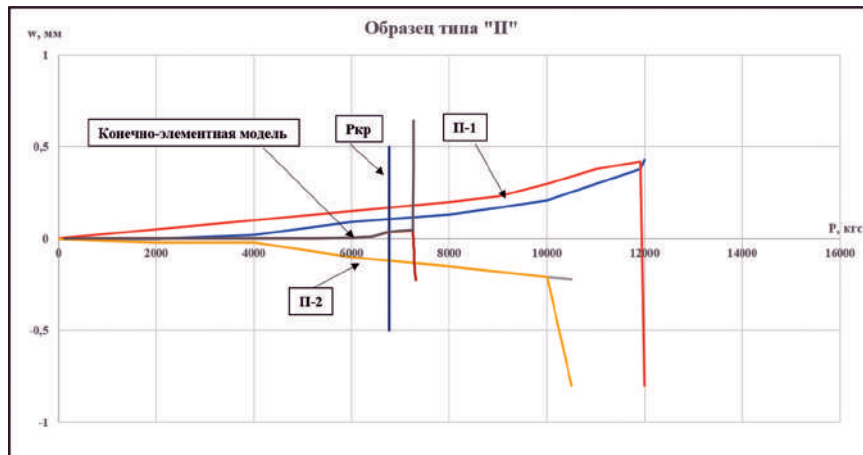


Рис.14. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образцов типа «П», первый этап испытаний

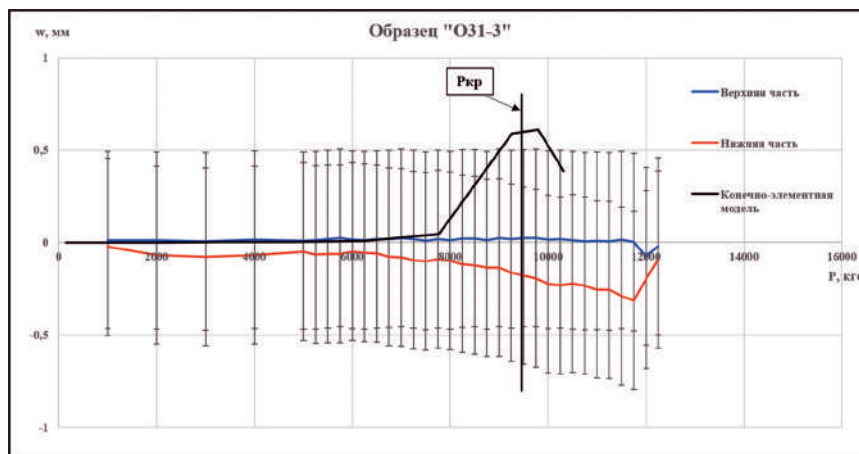


Рис. 15. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образца типа «ОЗ1», второй этап испытаний

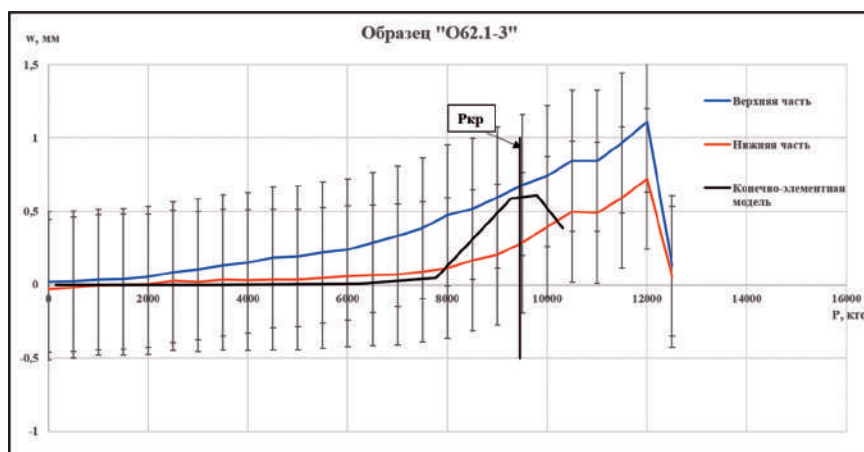


Рис. 16. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образца типа «ОБ2.1», второй этап испытаний

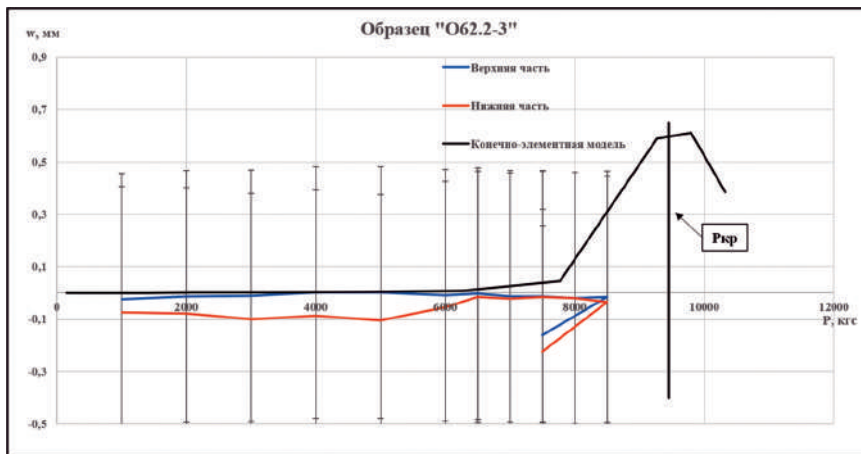


Рис. 17. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образца типа «Об2.2», второй этап испытаний

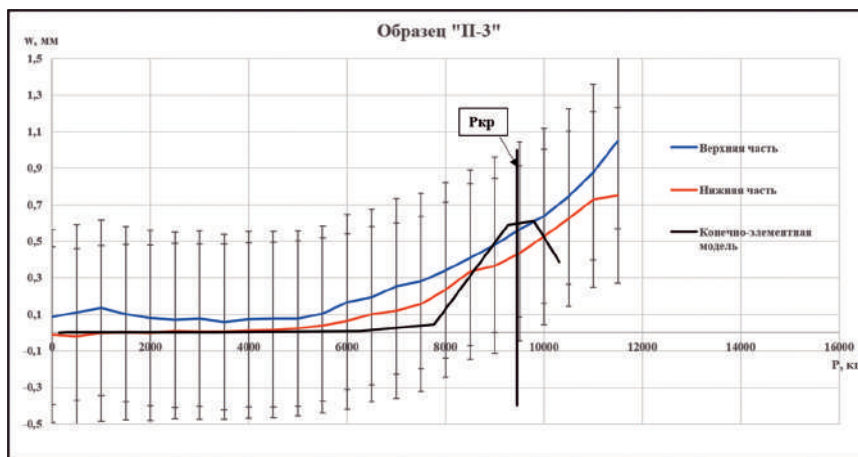


Рис. 18. Перемещения из плоскости точек верхней и нижней поверхностей в центре образца типа «П», второй этап испытаний

испытаний. Описанная модель дает возможность в дальнейшем подбирать параметры образцов, такие как количество слоев, размеры дефекта, глубина расположения дефекта.

Также можно сделать вывод о том, что при проведении испытаний нестандартных образцов для получения корректных ожидаемых результатов необходима тщательная подготовка к испытаниям, включающая в себя и подробное моделирование процесса испытаний.

Список источников

1. Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В. Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов: Учебник. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 424 с.
2. Жихарев М.В. Оценка прочности высоконагруженных пластин из композитных материалов при локальном ударном воздействии: Дисс. ... канд. техн. наук. – Челябинск, 2019. – 125 с.
3. Ле В.Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом композитных панелей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 120–129.
4. Небелов Е.В., Потоцкий М.В., Родионов А.В., Горский А.Н. Механизм развития повреждений лопастей воздушного винта из композиционных материалов при воздействии поражающих элементов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 26–31.
5. Гайдачук Ф.В., Кондратьев А.В., Омельченко Е.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. 2010. № 3(70). С. 11–20.
6. Карташова Е.Д., Муйземнек А.Ю. Технологические дефекты полимерных слоистых композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. 2017. № 2(42). С. 79–89. DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7

7. Sridharan S. (ed). *Delamination behaviour of composites*. – NW: Woodhead Publishing, 2008. – 788 p.
8. Чермошентсева А.С. Разработка методики повышения прочности тонкостенных элементов конструкций из композитных материалов с дефектами типа расслоения: Дисс. ... канд. техн. наук. – М., 2018. – 168 с.
9. Mortell D.J., Tanner D.A., McCarthy C.T. In-situ SEM study of transverse cracking and delamination in laminated composite materials // *Composites Science and Technology*. 2014. Vol. 105, pp. 118–126. DOI: 10.1016/j.compscitech.2014.10.012
10. Урнев А.С., Чернятин А.С., Матвиенко Ю.Г., Разумовский И.А. Экспериментально-численное определение размеров дефектов типа расслоения в слоистых композитных материалах // *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. 2018, Т. 84. № 10. С. 59–66. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-10-59-66
11. Белоусов И.С., Бурнышева Т.В. Исследование влияния геометрических параметров на устойчивость композитной пластины со сквозным непроклеем // *Наука. Промышленность. Оборона: Сборник трудов XXIV Всероссийской научно-технической конференции (19–21 апреля 2023; Новосибирск)*. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2023. Т. 1. С. 6–17.
12. Köllner A., Völlmecke C. Buckling and postbuckling behaviour of delaminated composite struts // *International Journal for Computational Methods in Engineering Science and Mechanics*. 2017. Vol. 18. No. 1, pp. 25–33. DOI: 10.1080/15502287.2016.1276340
13. Nilsson K.-F., Thesken J.C., Sindelar P. et al. A theoretical and experimental investigation of buckling induced delamination growth // *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*. 1993. Vol. 41. No. 4, pp. 749–782. DOI: 10.1016/0022-5096(93)90025-B
14. Nilsson K.-F., Asp L.E., Alpmann J.E., Nystedt L. Delamination buckling and growth for delaminations at different depths in a slender composite panel // *International Journal of Solids and Structures*. 2001. Vol. 38. No. 17, pp. 3039–3071. DOI: 10.1016/S0020-7683(00)00189-X
15. Nilsson K.-F., Asp L.E., Sjögren A. On transition of delamination growth behaviour for compression loaded composite panels // *International Journal of Solids and Structures*. 2001. Vol. 38. Nos. 46–47, pp. 8407–8440. DOI: 10.1016/S0020-7683(01)00114-7
16. Köllner A., Völlmecke C. Post-buckling behaviour and delamination growth characteristics of delaminated composite plates // *Composite structures*. 2018. Vol. 203, pp. 777–788. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.03.010
17. Shabanijafroudi N. Buckling and Postbuckling response of laminated composite plates with interlaminar flaws. PhD thesis. – Montreal, Quebec, Canada: Concordia University, 2020.
18. Wang K., Zhao L., Hong H. et al. An analytical model for evaluating the buckling, delamination propagation, and failure behaviors of delaminated composites under uniaxial compression // *Composite structures*. 2019. Vol. 223: 110937. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.110937
19. Белоусов И.С., Железнов Л.П., Бурнышева Т.В. Применение метода масштабированных конечных элементов для решения задачи о расслоении композитной пластины // *Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред: Сборник трудов 12-й Всероссийской научной конференции с международным участием им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского (15–17 ноября 2022; Москва)*. М.: Сам Полиграфист, 2022. С. 51–62.
20. Белоусов И.С., Беспалов В.А. Экспериментальное определение вязкости межслойного разрушения композитного материала // *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. 2023. Т. 89. № 12. С. 81–87. DOI: 10.26896/1028-6861-2023-89-12-81-87
21. ASTM D7137/D7137M-17 Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates. – American Society for Testing and Materials. West Conshohocken, PA, USA, 2007.

References

1. Maksimenko V.N., Olegin I.P., Pustovoi N.V. *Metody rascheta na prochnost' i zhestkost' elementov konstruksii iz kompozitov* (Calculation methods for strength and rigidity of structural elements made of composites), Novosibirsk, NGTU, 2015, 424 p.
2. Zhikharev M.V. *Otsenka prochnosti vysokonagruzhennykh plastin iz kompozitnykh materialov pri lokal'nom udarnom vozdeistvii* (Strength Evaluation of Heavily Loaded Plates from Composite Materials at Local Impact Action), PhD thesis. – Chelyabinsk, Yuzhno-Ural'skii gosudarstvennyi universitet (natsional'nyi issledovatel'skii universitet), 2019, 125 p.
3. Le V.T. Numerical modeling of aircraft composite panels ice impact damages. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 120–129.
4. Nebelov E.V., Pototskii M.V., Rodionov A.V., Gorskii A.N. Mechanism of damage propagation to the propeller blades of composite materials with exposed damaging elements. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 26–31.
5. Gaidachuk F.V., Kondrat'ev A.V., Omel'chenko E.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2010, no. 3(70), pp. 11–20.
6. Kartashova E.D., Muizemnek A.Yu. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Povolzhskii region*, 2017, no. 2(42), pp. 79–89. DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7
7. Sridharan S. (ed). *Delamination behaviour of composites*. NW, Woodhead Publishing, 2008, 788 p.
8. Chermoshentseva A.S. *Razrabotka metodiki povysheniya prochnosti tonkostennykh elementov konstruksii iz kompozitnykh materialov s defektami tipa rassloeniya*

- (Development of a technique for increasing the strength of thin-walled structural elements made of composite materials with delamination defects), PhD thesis, Moscow, BMGTU, 2018, 168 p.
9. Mortell D.J., Tanner D.A., McCarthy C.T. In-situ SEM study of transverse cracking and delamination in laminated composite materials. *Composites Science and Technology*, 2014, vol. 105, pp. 118–126. DOI: 10.1016/j.compscitech.2014.10.012
 10. Urnev A.S., Chernyatin A.S., Matvienko Yu.G., Razumovskii I.A. Zavodskaya laboratoriya. *Diagnostika materialov*, 2018, vol. 84, no. 10, pp. 59–66. DOI: 10.26896/1028-6861-2018-84-10-59-66
 11. Belousov I.S., Burnysheva T.V. *Materialy XXIV Vserossiiskoi nauchno-tekhnikeskoi konferentsii "Nauka. Promyshlennost'. Oborona" (19–21 April 2023; Novosibirsk)*. Novosibirsk, NGTU, 2023, vol. 1, pp. 6–17.
 12. Köllner A., Völlmecke C. Buckling and postbuckling behaviour of delaminated composite struts. *International Journal for Computational Methods in Engineering Science and Mechanics*, 2017, vol. 18, no. 1, pp. 25–33. DOI: 10.1080/15502287.2016.1276340
 13. Nilsson K.-F., Thesken J.C., Sindelar P. et al. A theoretical and experimental investigation of buckling induced delamination growth. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 1993, vol. 41, no. 4, pp. 749–782. DOI: 10.1016/0022-5096(93)90025-B
 14. Nilsson K.-F., Asp L.E., Alpman J.E., Nystedt L. Delamination buckling and growth for delaminations at different depths in a slender composite panel. *International Journal of Solids and Structures*, 2001, vol. 38, no. 17, pp. 3039–3071. DOI: 10.1016/S0020-7683(00)00189-X
 15. Nilsson K.-F., Asp L.E., Sjögren A. On transition of delamination growth behaviour for compression loaded composite panels. *International Journal of Solids and Structures*, 2001, vol. 38, nos. 46–47, pp. 8407–8440. DOI: 10.1016/S0020-7683(01)00114-7
 16. Köllner A., Völlmecke C. Post-buckling behaviour and delamination growth characteristics of delaminated composite plates. *Composite structures*, 2018, vol. 203, pp. 777–788. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.03.010
 17. Shabanijafroudi N. *Buckling and Postbuckling response of laminated composite plates with interlaminar flaws*. PhD thesis. Montreal, Quebec, Canada, Concordia University, 2020.
 18. Wang K., Zhao L., Hong H. et al. An analytical model for evaluating the buckling, delamination propagation, and failure behaviors of delaminated composites under uniaxial compression. *Composite structures*, 2019, vol. 223: 110937. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.110937
 19. Belousov I.S., Zheleznov L.P., Burnysheva T.V. *Materialy XII Vserossiiskoi nauchnoi konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem "Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, slozhnykh i geterogennykh sred" (15–17 November 2022; Moscow)*. Moscow, Sam Poligrafist, 2022, pp. 51–62.
 20. Belousov I.S., Bepalov V.A. *Zavodskaya laboratoriya. Diagnostika materialov*, 2023, vol. 89, no. 12, pp. 81–87. DOI: 10.26896/1028-6861-2023-89-12-81-87
 21. *ASTM D7137/D7137M-17 Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates*. American Society for Testing and Materials. West Conshohocken, PA, USA, 2007.

Статья поступила в редакцию 29.12.2023; одобрена после рецензирования 07.02.2024; принята к публикации 09.02.2024.

The article was submitted on 29.12.2023; approved after reviewing on 07.02.2024; accepted for publication on 09.02.2024.