

Метод оценки расслоений в элементах многослойных композитных конструкций

© И.С. Белоусов^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет (НГТУ),
г. Новосибирск, 630073, Российская Федерация

²ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск, 630051,
Российская Федерация

Использование в авиации многослойных композитных материалов, содержащих углеродные волокна, может существенно снизить массу конструкции летательных аппаратов. Однако одним из существенных недостатков многослойных композитов является их подверженность межслойным дефектам, или расслоениям. Пока не существует единого способа для того, чтобы определить, является ли обнаруженный межслойный дефект опасным и приведет ли он к снижению несущей способности конструкции или элемент конструкции с обнаруженным дефектом можно оставить в эксплуатации. Предложен метод, позволяющий оценить степень опасности межслойных дефектов в элементе конструкции летательного аппарата. Исследованы образцы многослойного композита в виде полосы со сквозным непроклеем и пластины с непроклеем круглой формы. Проведено параметрическое исследование влияния размеров дефекта и его расположения по толщине пакета на первую форму потери устойчивости. Рассмотрены типы укладки композитного пакета и препреги. Построены области зависимости первой формы потери устойчивости образцов от геометрических параметров дефекта, позволяющие оценить степень опасности межслойного дефекта.

Ключевые слова: несущая способность, многослойные композитные материалы, расслоение, метод конечных элементов, устойчивость

Введение. Существует множество работ, посвященных механике многослойных композитных материалов, анализу напряженно-деформированного состояния и оптимального проектирования элементов конструкций из многослойных композитных материалов [1–5], механике разрушения таких материалов [6–12].

Элементы конструкции, выполненные из многослойного композитного материала, обладают высокой удельной прочностью и жесткостью. Однако они чувствительны к дефектам типа расслоений, что является наиболее распространенным видом дефекта. Нередко именно расслоение относят к решающему фактору при определении возможности использования данного композита в конструкции. Расслоения могут возникать в местах концентрации напряжений, причиной расслоения также могут стать технологические дефекты и воздействие эксплуатационных нагрузок. Одной из особенностей процесса расслоения является локальная потеря устойчивости, т. е. выпучивание отслоившегося слоя с последующим увеличением зоны

дефекта при действии сжимающих нагрузок. Это может привести к общему разрушению элемента конструкции при нагрузке, значительно меньшей расчетного уровня. Таким образом, для анализа дефектов типа расслоений и прогнозирования последствий ввиду действия нагрузок необходимо как решать задачу устойчивости, так и оценивать закритическое поведение элементов конструкции.

В некоторых работах рассматриваются случаи локальной потери устойчивости отдельных слоев в зоне дефекта и рассчитываются критические нагрузки [13–16]. Решение задачи о локальной потере устойчивости элементов композитных конструкций с последующим полным разрушением отражено в работах [17–23]. Моделирование распространения дефектов типа расслоений и методика повышения прочности элементов конструкции из композитных материалов с такими дефектами описаны в работе А.С. Чермошенцевой [24]. Монография [25] посвящена решению задачи локальной устойчивости элементов конструкции, выполненных из многослойных композитов, при наличии расслоения в зоне дефекта, а также анализу роста расслоения.

Цель работы — сформулировать метод оценки «опасности» дефекта, основываясь на том факте, что рост межслойных дефектов в композитах связан с локальной потерей устойчивости, и с помощью этого метода определить, будет ли происходить локальная потеря устойчивости элемента конструкции в зоне дефекта с последующим ростом расслоения при заданных нагрузках.

В результате проведенного параметрического исследования установлена зависимость формы потери устойчивости полосы со сквозным непроклеем и пластины с круглым непроклеем от относительной площади дефекта и относительной глубины его расположения. При решении данной задачи не учитывалось тепловое воздействие на рассматриваемые объекты.

Валидация расчетных моделей. Для оценки корректности определения первой формы потери устойчивости с помощью конечно-элементного моделирования было проведено сравнение полученных результатов с данными натурных испытаний. На базе ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» в лабораторных условиях были испытаны образцы полосы со сквозным непроклеем (рис. 1). Материал образцов — препрег Тогауса Т800. Механические характеристики монослоев представлены в табл. 1. Углы армирования однонаправленных слоев в градусах 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, пленка, 0, 0, 90, –45, 0, +45]. Граничные условия: жесткая заделка по поперечным торцам полосы.

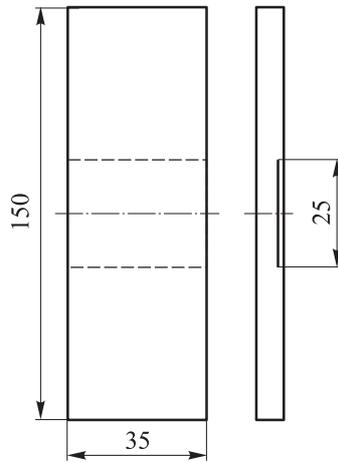


Рис. 1. Эскиз образца полосы со сквозным непроклеем

Таблица 1

Механические характеристики монослоев

Параметр	Препрег	
	Torayca T800	ACM102-C130UD
Модуль упругости на сжатие, кгс/мм ² : вдоль направления волокон E_x поперек направления волокон E_y	14 300	12 882
	920	1059
Модуль сдвига G_{xy} , кгс/мм ²	437	500
Коэффициент Пуассона ν_{xy}	0,34	0,34
Толщина монослоя t_c , мм	0,113	0,135

Всего было испытано семь образцов. В процессе испытаний на сжатие наблюдалась локальная форма потери устойчивости у всех образцов (рис. 2). Среднее значение нагрузки потери устойчивости $P_{кр}^{ср} = 2991$ кгс.

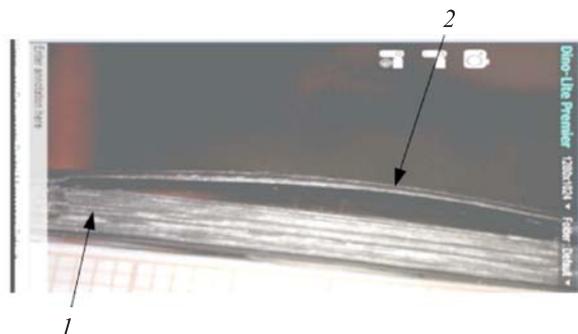


Рис. 2. Фото полосы со сквозным непроклеем в процессе испытаний:
1 — основная (толстая) часть образца; 2 — отслоение (тонкая часть) образца

Получены также результаты лабораторных испытаний пластины с круглым непроклеем (рис. 3). Материал образцов — препрег АСМ102-С130UD, механические характеристики монослоев представлены в табл. 1. Углы армирования однонаправленных слоев в градусах относительно продольной оси: [+45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 0, 0, -45, +45, 0, 0, 90, 0, 0, -45, +45, 0, пленка, 0, 90, 0, 0, -45, +45]. По продольным граням реализованы граничные условия шарнирного опирания, по поперечным граням — защемление.



Рис. 3. Эскиз пластины с предварительным дефектом круглой формы, $d = 62$ мм — диаметр дефекта

В результате испытаний на сжатие подобных образцов визуально наблюдать локальную форму потери устойчивости затруднительно. В процессе испытаний зафиксированы перемещения из плоскости точек в середине образца (в середине дефекта) и с двух сторон образца (со стороны более тонкой части — отслоения и со стороны более толстой части — основной). Измерения проведены с помощью лазерных триангуляционных измерителей РФ603-90/100 (рис. 4).

По результатам испытаний получены графики перемещений из плоскости w центров отслоения и основной части образцов О62.1 и О62.2 в зависимости от нагрузки (рис. 5). Представленные на рис. 5 данные позволяют сделать вывод о том, что по мере увеличения нагрузки происходит перемещение из плоскости более тонкой части образца (отслоения), следовательно, имеет место локальная потеря устойчивости.

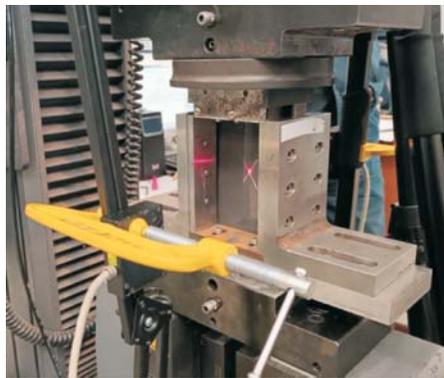
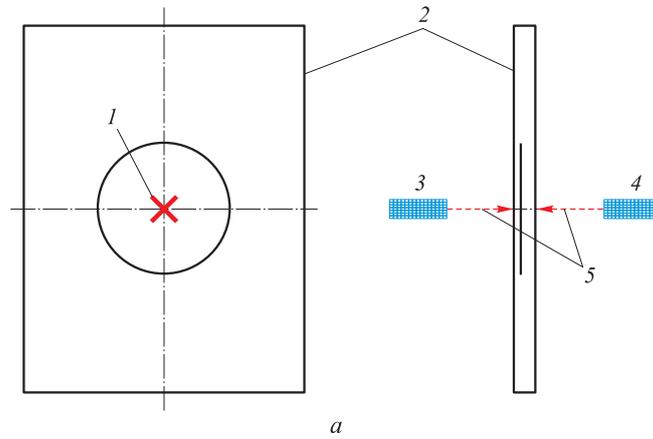


Рис. 4. Испытание пластины с круглым непроклеем:

a — схема измерения перемещений; *б* — образец в испытательной машине; 1 — расположение точек измерения перемещений; 2 — образец; 3 — датчик № 1; 4 — датчик № 2; 5 — направление лазера измерителя

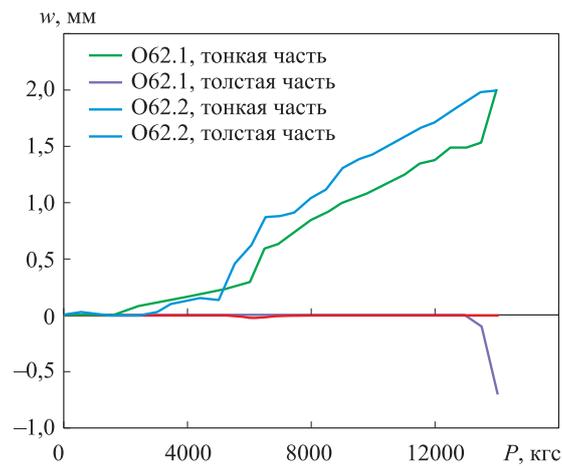


Рис. 5. Перемещения центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов O62.1 и O62.2 в зависимости от нагрузки при испытаниях

Задача устойчивости была решена методом конечных элементов для образцов двух типов — полосы со сквозным непроклеем и пластины с непроклеем круглой формы. Для образцов обоих типов первая форма потери устойчивости — локальная (рис. 6), что согласуется с результатами испытаний.

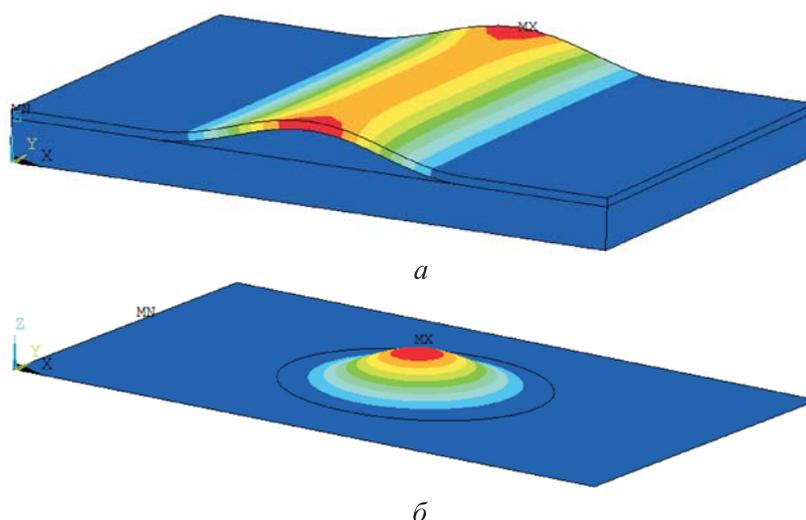


Рис. 6. Первая форма потери устойчивости конечно-элементных моделей образцов: *a* — полосы со сквозным непроклеем; *б* — пластины с непроклеем круглой формы

Метод оценки расслоений в элементах многослойных композитных конструкций. Параметрическое исследование проведено на основе конечно-элементного моделирования образца типа полоса со сквозным непроклеем (см. рис. 1), реализованного в среде ANSYS в модуле Mechanical APDL с помощью трехмерных конечных элементов SOLID185. Образцы были выполнены из импортного препрега Torayca T800 и отечественного препрега ACM102-C130UD. Граничные условия: жесткая заделка по поперечным торцам полосы.

Были рассмотрены следующие укладки композитных пакетов (*s* — симметрия укладки пакета):

- однонаправленная укладка: $[0]_{30}$;
- квазиизотропная укладка: $[(90, 0, \pm 45)_4]_s$;
- укладка с процентным соотношением слоев: 50 % с углом армирования 0° , 40 % с углом армирования $\pm 45^\circ$, 10 % с углом армирования 90° : $[\pm 45, 90, 0_2, \pm 45, 0_2, \pm 45, 0_2, 90, 0_2]_s$.

По результатам параметрических исследований были построены области в зависимости от первой формы потери устойчивости конечно-элементной модели пластины. Примеры соответствующих форм потери устойчивости представлены на рис. 7. Области, полученные для различных материалов и укладок, показаны на рис. 8–10, где по

горизонтальной оси представлена относительная площадь дефекта $S_n = S_d / S$ (S_d — площадь дефекта, S — площадь образца); по вертикальной оси — относительная глубина расположения дефекта $A_n = n / N$, (n — количество слоев от поверхности до расположения дефекта, N — количество слоев в композитном пакете). Зеленым цветом отмечены конфигурации, при которых первой является глобальная форма потери устойчивости, соответственно, в диапазоне допустимых нагрузок на пластину роста дефекта не произойдет. Красным цветом выделены конфигурации, при которых первой является локальная форма потери устойчивости. Предполагается, что тогда размеры дефекта будут увеличиваться, что может привести к преждевременному разрушению пластины. Желтым цветом отмечены конфигурации, при которых возникает смешанная форма потери устойчивости пластины. Для анализа таких случаев необходимо выполнить дополнительные расчетные исследования.

Из приведенных результатов видно, что области, связанные с первой формой потери устойчивости, не зависят от механических характеристик монослоя композитного пакета. Однако необходимо заметить, что механические характеристики рассматриваемых монослоев близки между собой. Полученные области для квази-изотропной укладки

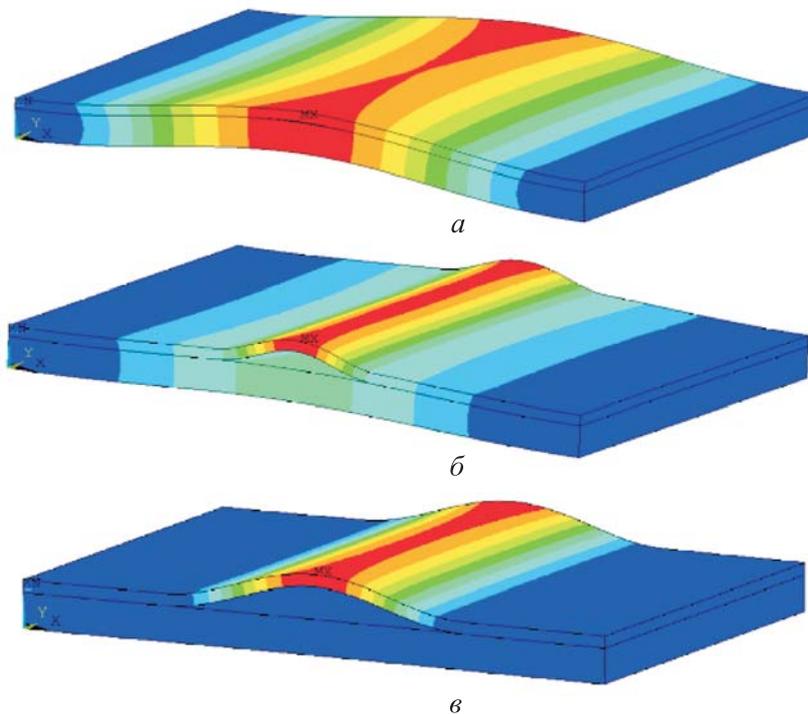


Рис. 7. Формы потери устойчивости полосы со сквозным непрочлеем:
a — глобальная; *б* — смешанная; *в* — локальная

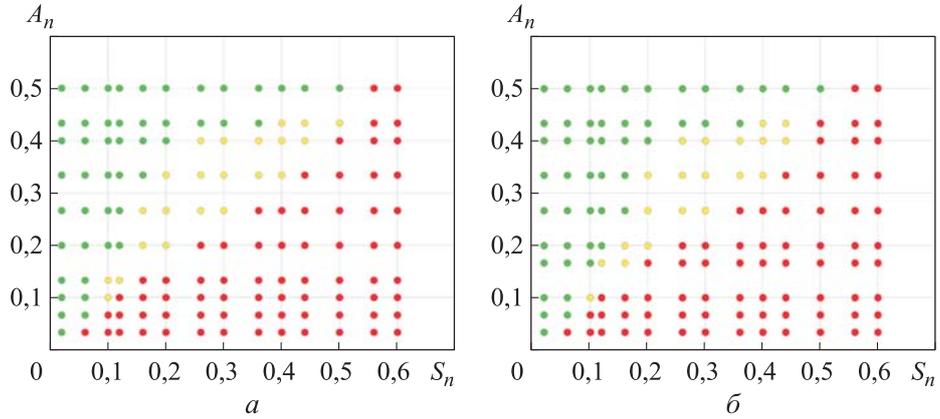


Рис. 8. Области, связанные с первой формой потери устойчивости, для однонаправленной укладки $[0]_{30}$ полосы со сквозным непроклеем: a — препрег Тогауса Т800; b — препрег АСМ102-С130UD

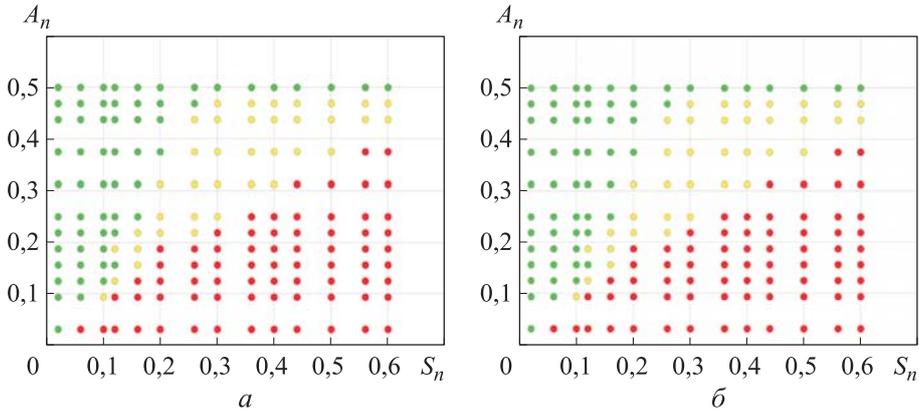


Рис. 9. Области, связанные с первой формой потери устойчивости, для квазиизотропной укладки $[(90, 0, \pm 45)_4]_S$ полосы со сквозным непроклеем: a — препрег Тогауса Т800; b — препрег АСМ102-С130UD

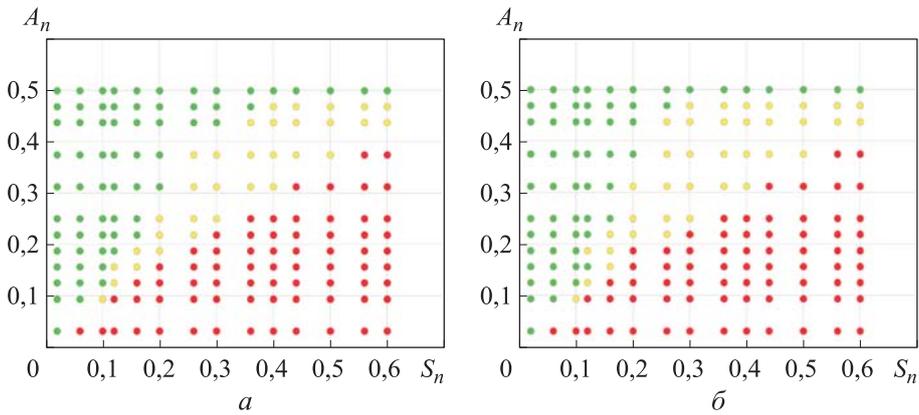


Рис. 10. Области, связанные с первой формой потери устойчивости, для укладки $50/40/10 [\pm 45, 90, 0_2, \pm 45, 0_2, \pm 45, 0_2, 90, 0_2]_S$ полосы со сквозным непроклеем: a — препрег Тогауса Т800; b — препрег АСМ102-С130UD

и укладки 50/40/10 совпадают и отличаются от областей, полученных для однонаправленной укладки. Таким образом, можно сделать следующий вывод: полученные зависимости первой формы потери устойчивости от геометрических параметров дефекта одинаковы для одного класса препрегов и композитных пакетов.

Аналогичное параметрическое исследование было проведено на примере композитной пластины с дефектом в виде непрочлея круглой формы (см. рис. 3). По продольным граням реализовывались граничные условия шарнирного опирания, по поперечным граням — защемление.

В расчетах использовались характеристики препрега Тогауса Т800. Конечно-элементная модель была выполнена из двумерных конечных элементов Shell181. Модель образца разделена на три области: неповрежденная часть, нижняя, более толстая часть расслоения и верхняя, более тонкая часть расслоения. Элементам задавались свойства с соответствующей укладкой композитного пакета. Были рассмотрены следующие укладки пакетов:

- укладка с процентным соотношением слоев: 22 % с углом армирования 0° , 56 % с углом армирования $\pm 45^\circ$, 22 % с углом армирования 90° : $[\pm 45, (90, 0, \pm 45)_4]_S$;

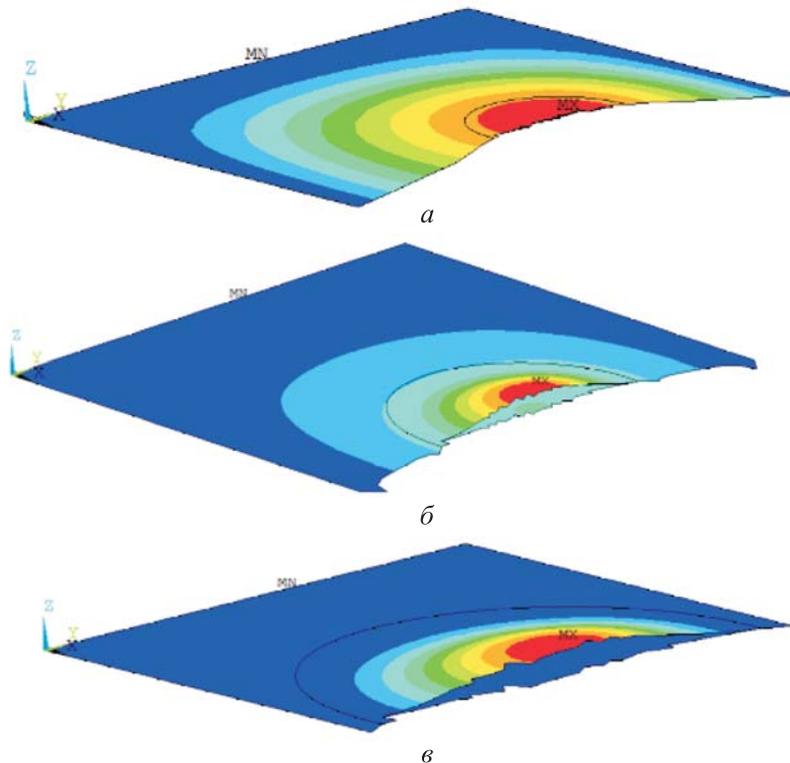


Рис. 11. Формы потери устойчивости пластины с непрочлеем круглой формы:
a — глобальная; *b* — смешанная; *в* — локальная

- укладка с процентным соотношением слоев: 55 % с углом армирования 0° , 27 % с углом армирования $\pm 45^\circ$, 18 % с углом армирования 90° : [+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, 0, 0, 90, 45, 0, +45].

Примеры соответствующих форм потери устойчивости представлены на рис. 11. Полученные в результате расчета области, связанные с первой формой потери устойчивости пластины с дефектом круглой формы для разных укладок, представлены на рис. 12, 13.

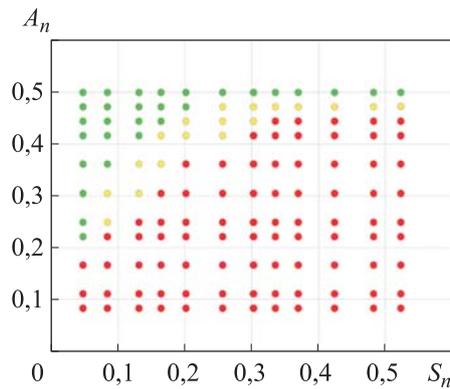


Рис. 12. Области, связанные с первой формой потери устойчивости, для укладки 22/56/22 пластины с непроклеем круглой формы

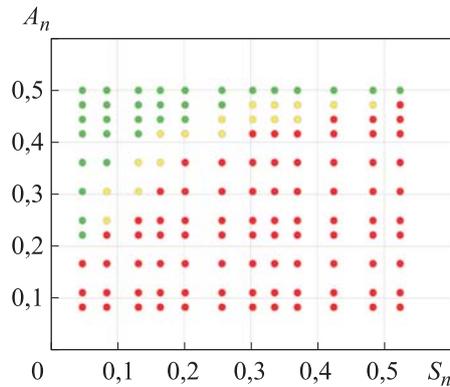


Рис. 13. Области, связанные с первой формой потери устойчивости, для укладки 55/27/18 пластины с непроклеем круглой формы

Области, связанные с первой формой потери устойчивости, которые получены для пластины с непроклеем круглой формы, несколько отличаются от тех, что были получены для полосы со сквозным непроклеем, однако они также не зависят от типа укладки композитного пакета.

Заключение. В ходе проведенного параметрического исследования зависимости формы потери устойчивости полосы со сквозным непроклеем и пластины с непроклеем круглой формы рассмотрены

различные укладки композитного пакета и марки препрега. Получены области, связанные с первыми формами потери устойчивости, для разных укладок и материалов образцов типа полосы со сквозным непроклеем и пластины с непроклеем круглой формы. На основании результатов исследований сделаны следующие выводы:

- для разных образцов распределение областей форм потери устойчивости различается;
- для близких по механическим характеристикам препрегов и близких по процентному соотношению слоев композитных пакетов распределение областей форм потери устойчивости совпадает.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В. *Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов*. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2015, 424 с.
- [2] Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. *Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов*. Москва, Физмалит, 2013, 272 с.
- [3] Rana S., Figueiro R. *Advanced composite materials for aerospace engineering: processing, properties and application*. Woodhead Publishing, Elsevier, 2016, 496 p.
- [4] Болотин В.В., Новичков Ю.Н. *Механика многослойных конструкций*. Москва, Машиностроение, 1980, 375 с.
- [5] Chawla K.K. *Composite materials: Science and Engineering*. Springer Science + Business Media, Inc., 2019, 560 p.
- [6] Валишин А.А. Концентрация микродефектов вблизи трещины разрушения в полимерах и композитах на их основе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, вып. 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-6-1409
- [7] Качанов Л.М. Разрушение композитных материалов путем расслоения. *Механика полимеров*, 1976, № 5, с. 918–922.
- [8] Cardenas D., Elizalolo H., Marzocca P., Abdi F., Minnetyan L., Probst O. et al. Progressive failure analysis of thin-walled composite structures. *Composite structures*, 2013, vol. 95, pp. 53–62.
- [9] Navarro C., Vazquez J., Dominguez J. 3D vs. 2D fatigue crack initiation and propagation in notched plates. *International Journal of Fatigue*, 2014, vol. 58, pp. 40–46.
- [10] Pascoe J.A., Alderliesten R.C., Benedictus R. On the relationship between disbond growth and the release of strain energy. *Engineering Fracture Mechanics*, 2015, vol. 133, pp. 1–13.
- [11] Kassapoglou C. *Modeling of the effect of damage in composite structures: simplified approaches*. Wiley, 2015, 253 p.
- [12] Greco F., Leonetti L., Lonetti P. A two-scale failure analysis of composite materials in presence of fiber/matrix crack initiation and propagation. *Composite Structures*, 2013, vol. 95, pp. 582–597.
- [13] Викторов Е.Г. Подрастание и излом отслоений в композитах при сжатии. *Механика материалов и конструкций*. Москва, МЭИ, 1982, с. 36–40.
- [14] Chai H., Babcock C.D. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates. *Journal of Composite Materials*, 1985, vol. 19, no. 1, pp. 67–98.

- [15] Chai H., Babcock C.D., Knous W.G. One-dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling. *International Journal of Solids and Structures*, 1981, vol. 17, no. 11, pp. 1069–1083.
- [16] Shivacumar K.N., Whitcomb J.D. Buckling of sublaminates in a quasi-isotropic composite laminate. *Journal of Composite Materials*, 1985, vol. 19, no. 1, pp. 2–18.
- [17] Бохоева Л.А., Антохонов В.Б., Зангеев Б.И. Теоретическая оценка максимальных размеров безопасных дефектов типа отслоений. *Материалы Международной научной конференции «Проблемы механики современных машин»*. Улан-Удэ, 2000, с. 14–15.
- [18] Бохоева Л.А. Влияние дефектов типа отслоений в слоистых пластинах на величину критической нагрузки. *Вестник БГУ*, 2005, вып. 5, с. 243–264.
- [19] Kollner A., Kashtalyan M., Guz I., Vollmecke C. On the interaction of delamination buckling and damage growth in cross-ply laminates. *International Journal of Solids and Structures*, 2020, vol. 202, pp. 912–928.
- [20] Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in lamination. *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, 1983, vol. 50, no. 1, pp. 184–189.
- [21] Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. An analytical model for evaluating the buckling, delamination propagation, and failure behaviors of delaminated composites under uniaxial compression. *Composite Structures*, 2019, vol. 223, pp. 1–9.
- [22] Wang K., Zhao L., Hong H., Zhang J., Gong Y. Parameter studies and evaluation principles of delamination damage in laminated composites. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34 (7), pp. 62–72.
- [23] Kapania R.K., Wolfe D.R. Buckling of axially loaded beam-plate with multiple delaminations. *Journal of Pressure Vessel Technology*, 1989, vol. 111, no. 2, pp. 151–158.
- [24] Чермошенцева А.С. *Разработка методики повышения прочности тонкостенных элементов конструкций из композитных материалов с дефектами типа расслоения: Дис. ... канд. техн. наук*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 168 с.
- [25] Бохоева Л.А. *Особенности расчета на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами*. Улан-Удэ, Изд-во ВСГТУ, 2007, 192 с.

Статья поступила в редакцию 29.08.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Белоусов И.С. Метод оценки расслоений в элементах многослойных композитных конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 11. EDN EUFMHI

Белоусов Илья Сергеевич — аспирант факультета летательных аппаратов НГТУ, инженер 1-й категории ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина».
e-mail: belousov.IS.stud@gmail.com

A method for evaluating delamination in elements of multilayer composite structures

© I.S. Belousov.^{1,2}

¹Novosibirsk State Technical University (NSTU),
Novosibirsk, 630073, Russian Federation

²S.A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation,
Novosibirsk, 630051, Russian Federation

Composite materials are widely used in aviation today. The use of layered composite materials with carbon fibers is an effective way to reduce the weight of a structure. However, one of the significant disadvantages of using layered composites is their susceptibility to interlayer defects, or delamination. At the moment, there is no unified standard approach for determination whether the detected interlayer defect is as dangerous that it will lead to a decrease in the load-bearing capacity of the structure, or the structural element with the detected defect can be left in operation. This work is an attempt to formulate a universal method that would allow for the rapid estimation of the degree of danger of a detected interlayer defect in an element of an aircraft structure. Specimens from a layered composite in the form of a strip with a wide-through embedded delamination and a plate with a round shape embedded delamination are considered. A parametric study of the effect of the size of the defect and its location along the thickness of the lay-up on the first buckling form was carried out. Various types of composite lay-up and different prepregs are considered. The areas of dependence of first buckling form of specimens on the geometric parameters of the defect are constructed, which allow us to assess the degree of danger of the delamination.

Keywords: *load-bearing capacity, layered composite materials, delamination, finite element method, buckling*

REFERENCES

- [1] Maksimenko V.N., Olegin I.P., Pustovoy N.V. *Metody rascheta na prochnost i zhestkost elementov konstruksiy iz kompozitov* [Methods for calculating strength and stiffness of the structural elements made of composites]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2015, 424 p.
- [2] Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov Yu.I. *Prochnost i ustoychivost elementov i soedineniy aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitov* [Strength and stability of elements and connections of the aircraft structures made of the composites]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2013, 272 p.
- [3] Rana S., Figueiro R. *Advanced composite materials for aerospace engineering: processing, properties and application*. Woodhead Publishing, Elsevier, 2016, 496 p.
- [4] Bolotin V.V., Novichkov Yu.N. *Mekhanika mnogoslownykh konstruksiy* [Mechanics of the multi-layered structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 375 p.
- [5] Chawla. K.K. *Composite materials: Science and Engineering*. Springer Science + Business Media, Inc., 2019, 560 p.
- [6] Valishin A.A. Kontsentratsiya mikrodefektov vblizi treshchiny razrusheniya v polimerakh i kompozitakh na ikh osnove [The concentration of microdefects near the crack fracture in polymers and composites based on them]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2015, iss. 6. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2015-6-1409>

- [7] Kachanov L.M. Razrushenie kompozitnykh materialov putem rassloeniya [Destruction of composite materials by delamination]. *Mekhanika polimerov — Mechanics of Polymers*, 1976, no. 5, pp. 918–922.
- [8] Cardenas D., Elizalolo H., Marzocca P., Abdi F., Minnetyan L., Probst O. et al. Progressive failure analysis of thin-walled composite structures. *Composite structures*, 2013, vol. 95, pp. 53–62.
- [9] Navarro C., Vazquez J., Dominguez J. 3D vs. 2D fatigue crack initiation and propagation in notched plates. *International Journal of Fatigue*, 2014, vol. 58, pp. 40–46.
- [10] Pascoe J.A., Alderliesten R.C., Benedictus R. On the relationship between disbond growth and the release of strain energy. *Engineering Fracture Mechanics*, 2015, vol. 133, pp. 1–13.
- [11] Kassapoglou C. *Modeling of the effect of damage in composite structures: simplified approaches*. Wiley, 2015, 253 p.
- [12] Greco F., Leonetti L., Lonetti P. A two-scale failure analysis of composite materials in presence of fiber/matrix crack initiation and propagation. *Composite structures*, 2013, vol. 95, pp. 582–597.
- [13] Viktorov E.G. Podrastanie i izlom otsloeniy v kompozitakh pri szhatii [Growth and fracture of delaminations in composites under compression]. In: *Mekhanika materialov i konstruksiy* [Mechanics of Materials and Structures]. Moscow, MEI Publ., 1982, pp. 36–40.
- [14] Chai H., Babcock C.D. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates. *Journal of Composite materials*, 1985, vol. 19, no. 1, pp. 67–91.
- [15] Chai H., Babcock C.D., Knous W.G. One-dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling. *International Journal of Solids and Structures*, 1981, vol. 14, no. 11, pp. 1069–1083.
- [16] Shivacumar K.N., Whitcomb J.D. Buckling of sublaminates in a quasi-isotropic composite laminate. *Journal of Composite materials*, 1985, vol. 19, no. 1, pp. 2–18.
- [17] Bohoeva L.A., Antokhonov V.B., Zangeev B.I. Teoreticheskaya otsenka maksimalnykh razmerov bezopasnykh defektov tipa otsloeniy [Theoretical estimation of the maximum sizes of safe defects such as delaminations]. In: *Materialy Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii “Problemy makhaniki sovremennykh mashin”* [Proceedings of the International Scientific Conference “Problems of Mechanics of the Modern Machines”]. Ulan-Ude, 2000, pp. 14–15.
- [18] Bohoeva L.A. Vliyanie defektov tipa otsloeniy v sloistykh plastinakh na velichinu kriticheskoy nagruzki [The influence of defects such as delaminations in laminated plates on the value of the critical load]. *Vestnik BGU – BSU Bulletin*, 2005, vol. 5, pp. 243–264.
- [19] Kollner A., Kashtalyan M., Guz I., Vollmecke C. On the interaction of delamination buckling and damage growth in cross-ply laminates. *International Journal of Solids and Structures*, 2020, vol. 202, pp. 912–928.
- [20] Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in lamination. *Journal of Applied Mechanics ACME*, 1983, vol. 50, no. 1, pp. 184–189.
- [21] Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. An analytical model for evaluating the buckling, delamination propagation, and failure behaviors of delaminated composites under uniaxial compression. *Composite structures*, 2019, vol. 223, pp. 1–9.
- [22] Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. Parameter studies and evaluation principles of delamination damage in laminated composites. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34 (7), pp. 62–72.

- [23] Kapania R.K., Wolfe D. Buckling of axially loaded beam-plate with multiple delaminations. *Journal of Pressure Vessel Technology*, 1989, vol. 111, no. 2, pp. 151–158.
- [24] Chermoshentseva A. S. *Razrabotka metodiki povysheniya prochnosti tonkostennykh elementov konstruksiy iz kompozitnykh materialov s defektami tipa rassloeniya. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of a technique for increasing strength of the thin-walled structural elements made of composite materials with the delamination-type defects. Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2018, 168 p.
- [25] Bohoeva L.A. *Osobennosti rascheta na prochnost elementov konstruksiy iz izotropnykh i kompozitsionnykh materialov s dopustimymi defektami* [Specifics in strength computation of structural elements made of the isotropic and composite materials with the permissible defects]. Ulan-Ude, VSGTU Publ., 2007, 192 p.

Belousov I.S., Postgraduate, Faculty of the Flying Vehicles, Novosibirsk State Technical University (NSTU); Engineer of 1st Category, Chaplygin Siberian Scientific Research Institute of Aviation (SibNIA). e-mail: belousov.IS.stud@gmail.com