

Деформирование слоистых композитных пластин при низкоскоростном контакте с жестким индентором

© В.Т. Ле

Новосибирский государственный технический университет,
Новосибирск, 630073, Россия

Расчетная конечно-элементная модель контакта стальной сферы с композитной пластиной, разработанная в программном комплексе ANSYS, включает геометрическое описание контакта, управление материалами, формирование расчетной сетки с помощью конечных элементов SOLID186 и SOLID187, модель контакта «поверхность — поверхность» с применением элементов контакта CONTA174 и TARGET170. Рассмотрено влияние радиуса жесткой сферы на структуру тканевого композита, выявлены области его локального разрушения. Представлено хорошее согласование результатов численного расчета и натурных исследований контакта жесткого индентора разного радиуса и стеклотекстолита. Приведены значения коэффициентов запаса прочности по четырем критериям. Показано, что разработанная модель контакта индентора и композитной пластины позволила получить поля напряжений в углепластиковом композитном материале с укладкой слоев $[45^\circ, -45^\circ]_n$ и $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_n$. Проведен анализ разрушений в слоях по результатам численных расчетов с использованием различных критериев напряжения. Сделан вывод, что углеродный композит имеет больше разрушенных слоев из-за низкой прочности в поперечном направлении и что зона разрушения в углеродном композите больше, чем в стекловолоконном, а схема $[45^\circ, -45^\circ]_n$ имеет меньшую область разрушения, чем область с $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_n$.

Ключевые слова: сферический индентор, разрушение композита, тканый композит, моделирование контакта, зоны повреждения, критерий разрушения, коэффициент безопасности, ANSYS

Введение. Композитные полимерные материалы (КПМ) играют важную роль в авиационной отрасли, их применяют в корпусе, крыльях, хвосте и других частях самолета, а также в двигателях и интерьере [1, 2]. Сочетание армированных волокон и полимерной матрицы позволяет создавать легкие, прочные и износостойкие материалы, способствующие снижению веса самолета, повышению его производительности и экономии топлива [3]. Благодаря гибкости в дизайне полимерных композитов можно разрабатывать сложные конструкции и оптимизировать их. Широкое применение полимерных композитов в авиационной отрасли обеспечит значительное повышение производительности, эффективности и надежности [4].

В процессе производства и эксплуатации из-за ударов, нагрева или воздействия химической среды КПМ могут подвергаться различным повреждениям. В работах [5, 6] исследовано влияние расслоения на поверхности стеклянных волокон при гидроабразивной

резке и представлены разработанные методы механической обработки, обеспечивающие их устранение. В работе [7] исследовано контактное сопротивление композитов из стекловолокна, определены их механические свойства и установлены некоторые закономерности разрушения этих композитов при контактной нагрузке.

Были проведены также низкоскоростные ударные испытания при других уровнях мощности, а оценка повреждений композита из стекловолокна выполнена с помощью оптических микроскопов и инфракрасных термометров [8]. Кроме того, были проведены механические испытания по определению воздействия падающего груза на образцы КПМ, рассчитана и проанализирована остаточная прочность после удара [9].

В результате экспериментального исследования баллистического повреждения слоистого углепластика на основе углеродной ткани и эпоксидного связующего [10] были определены поля динамических деформаций на поверхности пластины и проанализированы внешние и внутренние повреждения образца при высокоскоростном столкновении снарядов (стальных и ледяных) со скоростями до 500 м/с методом корреляции цифровых изображений и трехмерной рентгеновской компьютерной томографии.

Из-за сложности эксперимента и высокой стоимости при исследовании повреждений композитных материалов используются численные методы. Данная работа посвящена моделированию разрушения многослойных композиционных материалов при низкоскоростном вдавливании стальных сфер. После удара сферическим индентором внутри композитной панели из стекловолокна и углеродного волокна образуется локальная зона разрушения. Результаты моделирования сравнивались с экспериментами, выполненными в источнике [11].

Построение расчетной модели задачи. Рассматривается задача контакта жесткой сферы с пластиной из композитного материала при низкой скорости вдавливания. Сферические инденторы радиусом от 1,5 мм до 12,5 мм были изготовлены из конструкционной стали. Исследования проводились на композитных пластинах размерами 80×100 мм, содержащих от 10 до 25 слоев. Каждый слой состоял из тканого стекловолоконного / однонаправленного углеродного волокна, армированного эпоксидной смолой. Свойства этих двух композитов приведены в табл. 1 [12, 13]. Толщина слоя составляет 0,7 мм, а общая толщина пластины — от 7 до 21 мм.

Решение контактных задач в ANSYS включает моделирование геометрии, определение свойств материала, установление контактных условий, задание нагрузок и граничных условий, а затем решение задачи и анализ результатов. В программе ANSYS Workbench была разработана параметрическая конечно-элементная модель контакта.

Свойства композиционных материалов

Свойства	Композит	
	стеклопластиковый	углепластиковый
Плотность, г/см ³	1,8	1,54
Модуль упругости, ГПа: в продольном направлении в поперечном направлении	36	209
	14	9,45
Модуль сдвига, ГПа	17	5,5
Прочность, МПа: на растяжение на сжатие на сдвиг	479	1000
	339	2000
	80	100
Коэффициент Пуассона	0,26	0,27

В данной модели образец из композитного материала подвергается статической нагрузке, приложенной к одной половине поверхности сферы, в то время как ее другая половина находится в контакте с пластиной (рис. 1, *а*). Решение нелинейной задачи выполняется пошагово с увеличением нагрузки. При построении сетки использовались типы конечных элементов SOLID185 для стальной сферы (рис. 1, *б*) и SOLID186 (рис. 1, *в*) для композитных панелей.

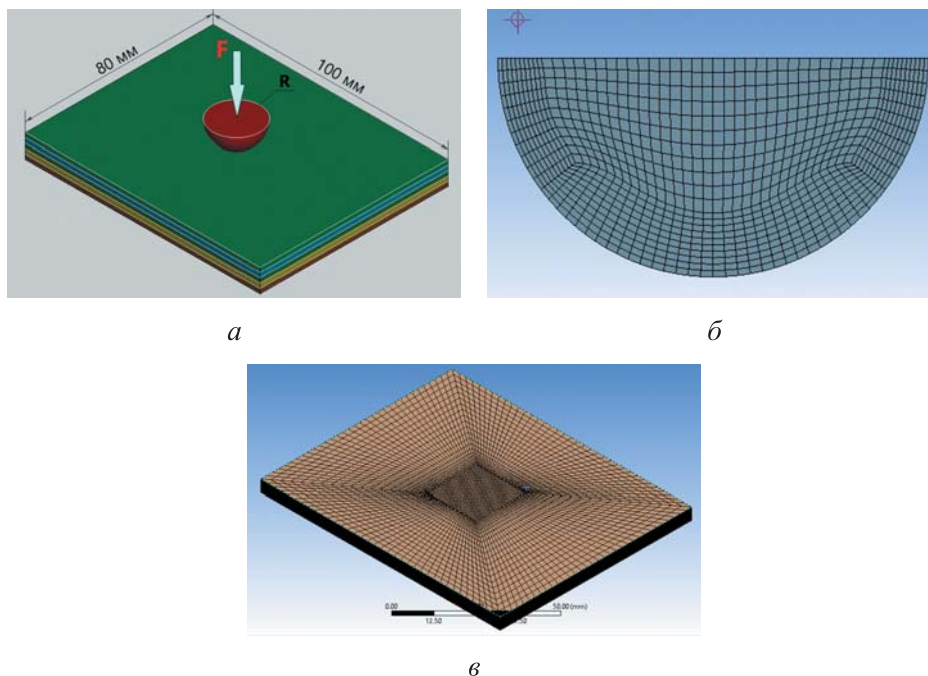


Рис. 1. Схема модели и сетка конечных элементов:

а — геометрическая модель; *б* — стальная сфера; *в* — композитная пластина

Вдавливание сферы проводилось с усилием от 0 до максимального значения силы F_{\max} , свидетельствующего о появлении развитой локальной зоны поражения в композите. Нагрузка F_{\max} , приложенная к сфере, задавалась в соответствии с экспериментальными данными, приведенными ниже:

Максимальная сила F_{\max} , действующая на сферу радиусом R

R , мм	1,5	3	5	8,5	12,5
F_{\max} , кН	2,89	9,02	21,62	30,12	35,32

Решение нелинейной задачи выполняется пошагово с увеличением нагрузки. В данной задаче для анализа прочностных характеристик конструкций из композитных материалов использован программный пакет ANSYS Composite PrePost, позволяющий создавать структуры композитных материалов и анализировать их по множеству специально разработанных критериев.

Для моделирования пластины был применен 20-узловой элемент SOLID186. В трехмерных и осесимметричных задачах использовалась модель контакта «поверхность — поверхность». Целевые поверхности были покрыты конечными элементами типа TARGE170, а контактные поверхности — контактными элементами типа CONTAC174. В модели контакта между сферой и композитной пластиной не учитывалось трение. В данном исследовании для решения контактных задач был применен расширенный метод Лагранжа. Для получения сходящегося решения требовалось несколько итераций метода Ньютона — Рафсона. Контактная жесткость обновлялась на каждой итерации равновесия.

Анализ разрушения многослойных композитов обычно основан на оценке напряжений в каждом слое. Существуют различные теории, основанные на оценке нормальной прочности и прочности на сдвиг. Напряжения, действующие на пластину, разлагаются на нормальные и касательные напряжения в локальных осях. Для оценки разрушения многослойных композитных материалов применяют критерии Цая — Ву, Цая — Хилла, Хоффмана и критерий максимальных напряжений [14]. Для определения разрушения в композиционных материалах используется коэффициент запаса прочности f , который представляет собой отношение предельной нагрузки к приложенной. Значение коэффициента $f \geq 1$ соответствует разрушению, а $f < 1$ — безопасности.

Определение зон разрушения тканых композитов из стекловолокна при низкоскоростном контакте. В авиационных конструкциях тканевые композиты часто используются при изготовлении крыльев, фюзеляжей, рулей и других частей самолетов. Ткань из усиливающих волокон имеет направленную структуру, что позволяет

ей выдерживать напряжения в определенных направлениях. Конструкции из тканевых композитов могут быть спроектированы таким образом, чтобы оптимизировать распределение напряжений и максимально использовать прочностные свойства материала.

Построенная модель контакта жесткой сферы с пластиной из стекловолоконного композита позволяет рассчитывать деформации композитных панелей. Когда многослойный тканый композит контактирует с жесткой сферой, образуется локальное повреждение композитного материала. Разрушения под сферой могут глубоко проникать в слоистую структуру. Обозначены критерии, позволяющие определять дефекты в тканом композите, разрушение матрицы и волокон в каждом слое или в композитной структуре.

В результате численных расчетов определены области разрушения в пластине стекловолоконного композита, полученные от контакта со сферой радиусом R , на которую действует сила F_{\max} . В табл. 2 приведены максимальные коэффициенты запаса прочности в каждом композитном слое при вдавливании стальной сферы радиусом 3 мм в соответствии с критериями разрушения.

Таблица 2

**Максимальное значение коэффициента запаса прочности f_{\max}
в композитных слоях пластины с радиусом стальной сферы 3 мм**

Номер слоя	f_{\max} при критерии разрушения			
	Хоффмана	Цая — Ву	Цая — Хилла	максимального напряжения
1	13,52	15,03	16,51	16,09
2	9,16	6,71	8,78	6,29
3	8,17	2,79	8,22	2,66
4	1,88	1,66	1,88	1,56
5	1,27	1,01	1,13	1,04
6	0,93	0,78	0,59	0,63

По критериям прочности можно определить площадь повреждения в каждом слое композита. Кроме того, по критерию максимальных напряжений можно выделить различные виды разрушения (разрыв волокна, разрушение матрицы, расслоение).

Картину распространения разрушения по слоям стеклотекстолита для различных значений радиуса сферы можно наблюдать на рис. 2. Число в ячейках соответствует номерам слоев, в которых показана зона разрушения. Внизу представлены профили областей разрушения в композитной пластине. В результате, когда сфера действует на поверхность композита, трещина начинает расти сверху вниз. Зоны

разрушения внутри композитной пластины расширяются при увеличении радиуса сферы и силы, действующей на сферу. По мере углубления в материал область разрушения расширяется (соответствует контактам с радиусами сферы 1,5; 3 и 5 мм) или сужается (с радиусами сферы 8,5; 12,5 мм).

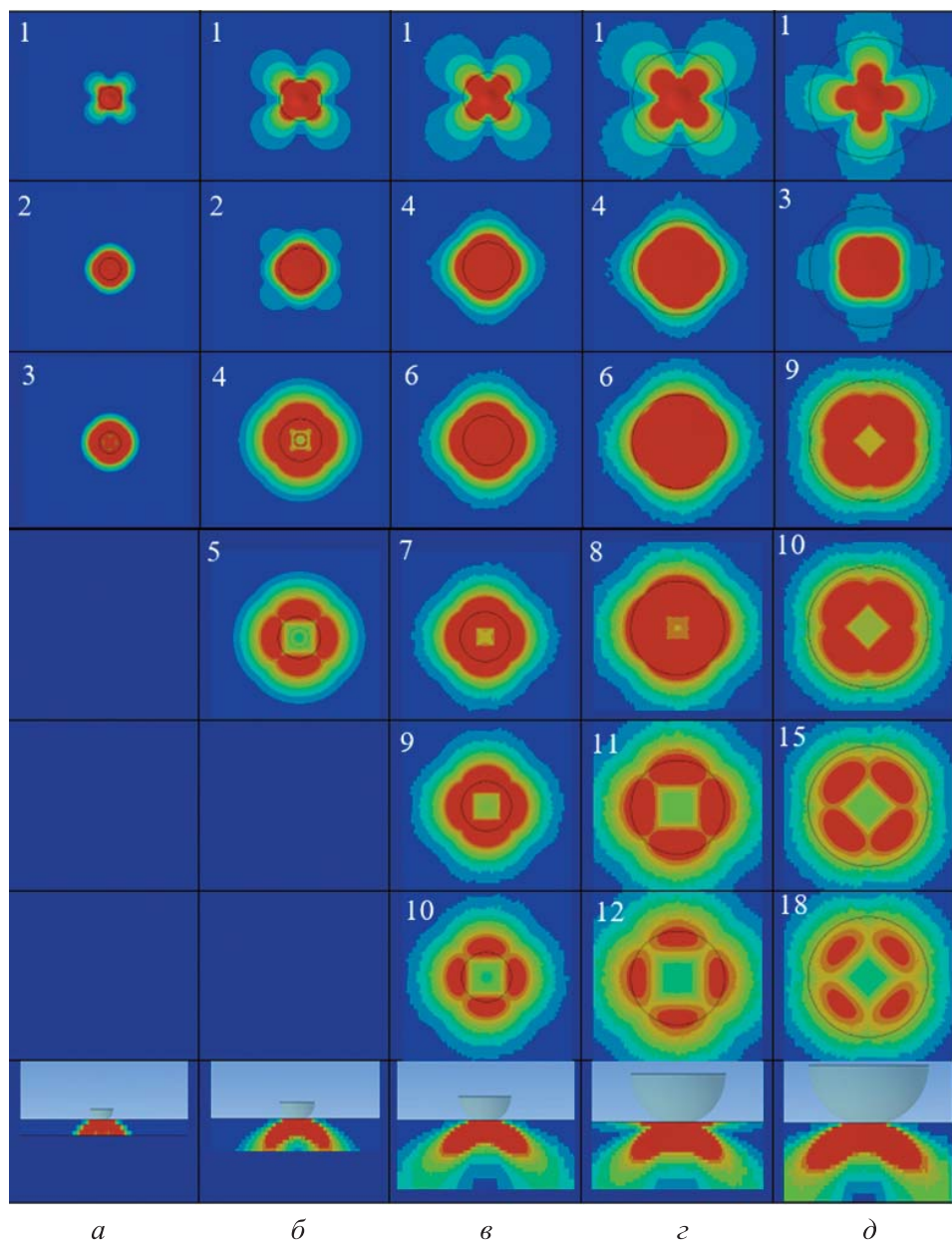


Рис. 2. Области повреждения по слоям стеклотекстолита при контакте со сферами разного радиуса R :
 a — 1,5 мм; b — 3 мм; $в$ — 5 мм; $г$ — 8,5 мм; $д$ — 12,5 мм

Площадь разрушения уменьшается по мере проникания в глубину композитной пластины. В материале послойные зоны повреждений смещаются в обоих направлениях армирования. На каждом слое зоны разрушения наблюдаются разрывы ткани, ориентированные в направлении волокон.

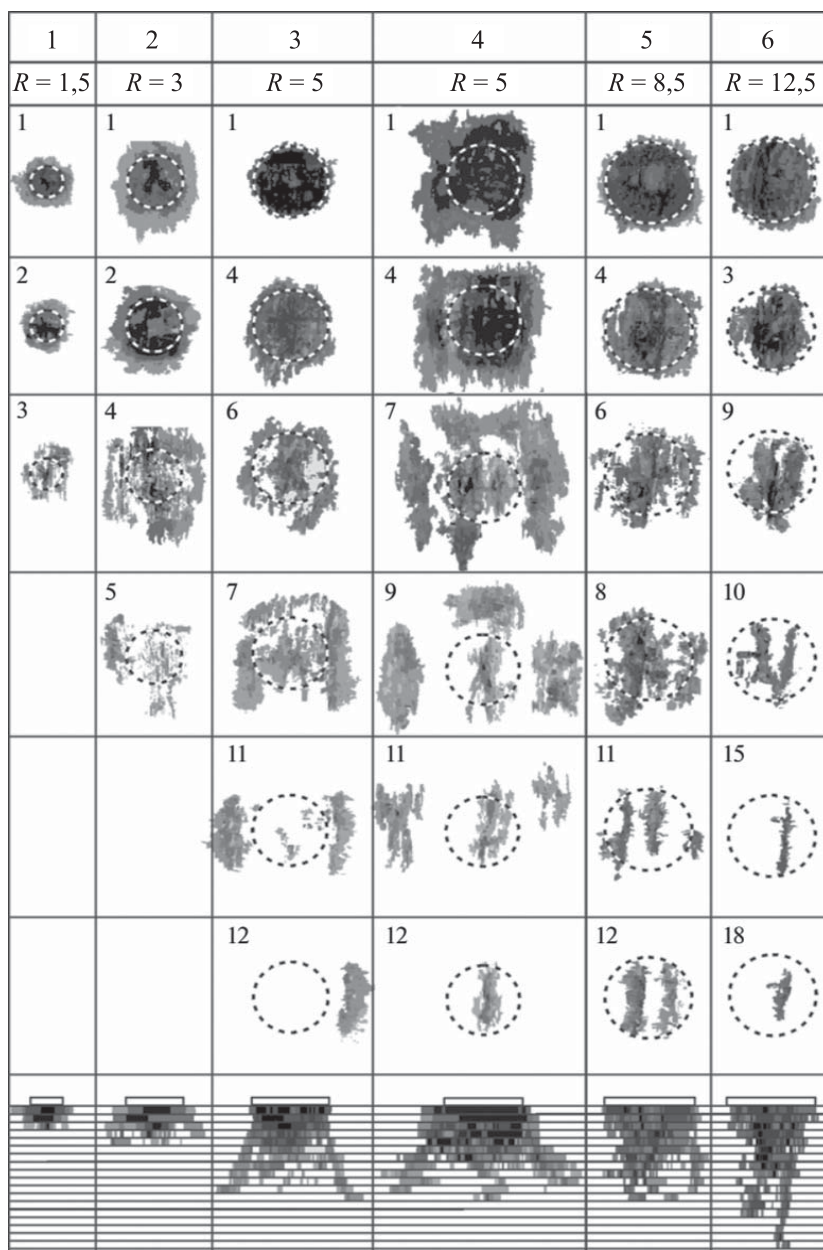


Рис. 3. Определение повреждений, наносимых вдавливанием индентора разного радиуса R (мм), в слоях тканевого композита методом фотограмметрии

При проведении исследования была разработана вычислительная модель процесса низкоскоростного контакта и повреждения композита. Область повреждения композитных пластин представляет собой сочетание основных режимов разрушения: расслоение, растрескивание матрицы и разрыв волокна. Первые два типа повреждений зависят от свойств полимерной матрицы. Разрывы волокон в большей степени также зависят от технических и упругих характеристик волокон, обычно вызваны более высокими нагрузками. Разработанная модель сопоставима с данными испытаний, включая вмятину, оставленную в точке контакта, и повреждения внутри пластины.

Сопоставим результаты численного моделирования вдавливания жестких инденторов разного диаметра в тканевую композитную пластину со слоями из стекловолокна и результаты эксперимента, представленного в [11] сотрудниками Лаборатории механики композитов ФГБУН «Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева» СО РАН (рис. 3) [11].

Результаты подтвердили согласование между данными, полученными при вычислениях и в ходе реальных испытаний. Эти данные и расчетные модели могут быть использованы в проектировании и расчетах прочности тканевых композитных материалов при решении контактных задач.

Определение зон разрушения в однонаправленных слоях углеродного композита при низкоскоростном контакте. В начальной части исследования проведено изучение композитной пластины с укладкой слоев $[45^\circ, -45^\circ]_n$. Возникновение и развитие обрыва волокна, разрушения матрицы аналогичны таковым для тканых композитов из стекловолокна. В основном обрыв волокна происходит в месте контакта стального шарика с поверхностью композитной пластины. Разрушение матрицы имеет тенденцию распространяться на окружающие области. В случае, когда сфера действует на поверхность композита, трещина начинает расти сверху вниз (рис. 4, а). Зоны разрушения внутри композитной пластины расширяются по мере увеличения радиуса сферы и силы, действующей на сферу.

Для однонаправленных слоев углеродного композита при низкоскоростном контакте разрушения углеволокнистого композита и композита из стекловолокна при вдавливании жесткого индентора схожи и согласуются. Зоны разрушения внутри композитного материала пластины в обоих случаях увеличиваются по мере роста радиуса сферы и силы, действующей на сферу. Число разрушенных слоев в углеродном композите больше, чем количество слоев в композите из стекловолокна при соответствующих радиусах индентора. Этот результат можно объяснить низким пределом прочности в поперечном направлении при сжатии углеродного композита, который

в 5,6 раза ниже, чем аналогичный предел прочности для композита из стекловолокна. Обрыв волокна распространяется в направлении армирования, и зона разрыва волокон в слое однонаправленных композитов больше, чем в тканевых композитах.

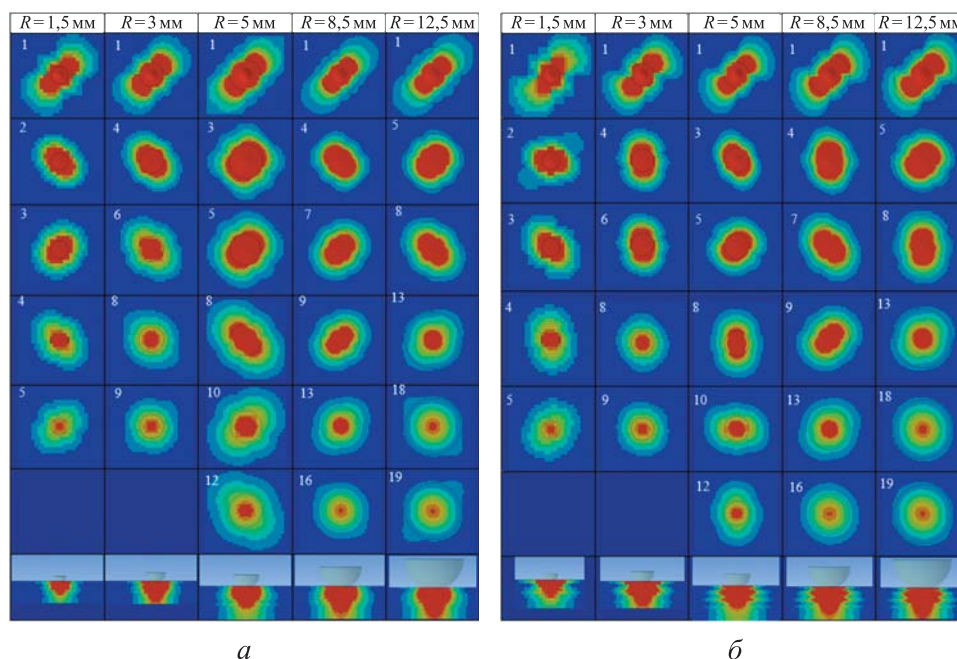


Рис. 4. Зона разрушения внутри углепластиковой композитной панели при вдавливании стальным шариком разного радиуса:

a — с укладкой слоев $[45^\circ, -45^\circ]_n$; *б* — с укладкой слоев $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0]_n$

Проведено изучение композитной пластины с укладкой слоев $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0]_n$. Такая укладка волокон по слоям часто встречается в элементах авиационных конструкций [15]. Как и в предыдущих моделях, на рис. 4, *б* можно наблюдать картину распространения разрушения по слоям композита при вдавливании стальными сферами разного радиуса. Значения радиуса стальной сферы, индекс, показывающий положение композитных слоев, общая зона разрушения аналогичны представленным предыдущими моделями.

На основе результатов моделирования для двух видов укладки слоев композитных материалов можно сделать вывод, что количество полностью разрушенных композитных слоев оказалось одинаковым. Соответствующий радиус зоны разрушения (максимальный радиус зоны разрушения) от воздействия стального шарика в каждом слое оказался больше, чем для чередующихся слоев 45° и -45° . Зона разрушения в каждом слое демонстрирует тенденцию к расширению в направлении армирующих волокон. После вдавливания зона

разрушения в однонаправленном композите из углеродного волокна оказалась больше, чем в тканевом композите из стекловолокна. Причем укладка $[45^\circ, -45^\circ]_n$ в композитах с углеродными волокнами продемонстрировала меньшую область разрушения по сравнению с укладкой $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0]_n$.

Заключение. Для анализа контакта композитной пластины и индентора с низкой скоростью была создана в пакете ANSYS модель, включающая геометрическое описание контакта, управление материалами, формирование расчетной сетки с использованием конечных элементов SOLID186 и SOLID187, а также модель контакта «поверхность — поверхность» с применением элементов контакта CONTA174 и TARGET170. Сравнительный анализ результатов экспериментов, проведенных в соответствии с данными Е.В. Карпова [11], и данных, полученных численными расчетами напряжений в композитной пластине, подтвердил согласование между реальными испытаниями и вычислениями.

В результате проведенного анализа и сравнения напряжений в композитных пластинах из углеродного волокна с разными схемами укладки волокон и в пластине из стекловолокна при различных радиусах индентора было установлено, что углеродный композит имеет больше разрушенных слоев из-за низкой прочности в поперечном направлении. Зона разрушения в углеродном композите больше, чем в стекловолоконном, и схема $[45^\circ, -45^\circ]_n$ имеет меньшую область разрушения по сравнению со схемой $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0]_n$. Результаты численных расчетов позволили провести анализ разрушений на слоях с использованием различных критериев напряжения.

Разработанная расчетная модель композитной пластины может быть использована для решения задач контактного взаимодействия.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Братухин А.Г., Сироткин О.С., Сабодаж П.Ф., Егоров В.Н. *Материалы будущего и их удивительные свойства*. Москва, Машиностроение, 1995, 128 с.
- [2] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1998, 264 с.
- [3] Кабаков В.В. Композитные материалы в авиастроении. *Наука и Бизнес: пути развития*, 2019, № 8, с. 10–14.
- [4] Нирусин Р.В., Золкин А.Л., Семенов Е.Д. Перспективы развития полимерных и композиционных материалов в самолетостроении. *Техника и технология современных производств: Сборник статей II Всероссийской научно-практической конференции с международным участием*. Пенза, 2021, с. 161–165.
- [5] Барсуков Г.В., Журавлева Т.А., Исследование влияния технологических режимов гидроабразивного резания на расслоение поверхности деталей из стеклотекстолита. *Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии*, 2013, № 4, с. 47–55.

- [6] Барсуков Г.В., Журавлева Т.А. Разработка специальных технологических приемов, обеспечивающих исключение влияния расслоений на качество деталей из стеклотекстолита при гидроабразивной резке. *Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии*, 2014, № 3, с. 76–85.
- [7] Pavelko I., Kuznecov S., Smolyaninov M. Research of the contact strength of composite materials. *Sci. Proc. VIII Int. Congr. "Machines, Technologies, Mater."*, 2011, no. 2, pp. 164–166.
- [8] Kallagunta H., Tate J.S. Low-velocity impact behavior of glass fiber epoxy composites modified with nanoceramic particles. *J. Compos. Mater.*, 2019, no. 54, pp. 2217–2228. DOI: 10.1177/0021998319893435
- [9] Ерасов В.С., Крылов В.Д., Панин С.В., Гончаров А.А. Испытания полимерного композиционного материала на удар падающим грузом. *Авиационные материалы и технологии*, 2013, № 3, с. 60–64.
- [10] Voronov L., Coles L., Nikhamkin M., Silbershmidt V., Semenov S., Bolotov B. Experimental study of impact damage of carbon-epoxy plastic for aviation structures. *Perm Natl. Res. Polytech. Univ. Aerosp. Eng. Bull.*, 2018, no. 54, pp. 5–16. DOI: 10.15593/2224-9982/2018.54.01
- [11] Карпов Е.В. Повреждение многослойного тканого композита низкоскоростным вдавливанием жесткого сферического индентора. *Доклады Академии наук*, 2018, № 3, с. 287–292. DOI: 10.7868/S0869565218030088
- [12] Карпов Е.В., Демешкин А.Г. Деформирование и разрушение стеклотекстолита, содержащего металлические слои. *Прикладная механика и техническая физика*, 2018, № 59, с. 141–148. DOI: 10.15372/PMTF20180417
- [13] Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В. *Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов*. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2015, 423 с.
- [14] Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю. *Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов*. Москва, Физматлит, 2013, 272 с.
- [15] Meola C., Voccardi S., Carlomagno G.M., *Composite Materials in the Aeronautical Industry. Infrared Thermography in the Evaluation of Aerospace Composite Materials*, Elsevier, 2017, с. 1–24. DOI: 10.1016/B978-1-78242-171-9.00001-2

Статья поступила в редакцию 20.09.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ле В.Т. Деформирование слоистых композитных пластин при низкоскоростном контакте с жестким индентором. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-10-2312>

Ле Вьет Туан — аспирант, кафедра «Прочность летательных аппаратов» НГТУ. Область деятельности и научных интересов: разрушение композиционных материалов, численное моделирование и экспериментальные исследования прочности конструкций летательных аппаратов. e-mail: tuanleviet86@gmail.com

Deformation of the layered composite plates at low-speed contact with a rigid indenter

© V.T. Le

Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 630073, Russia

The computational finite element model of contact between a steel sphere and a composite plate was developed in the ANSYS software package. The model includes geometric description of the contact, materials management, computational mesh generation using the SOLID186 and SOLID187 finite elements, as well as the surface-to-surface contact model using the CONTA174 and TARGET170 contact elements. The paper identifies influence of the rigid sphere radius on the woven composite structure and shows areas of the local composite destruction. Satisfactory compliance was obtained between the numerical calculation results and full-scale study of a contact between rigid indenter of different radii and the fiberglass laminate. The safety factor values are provided according to four criteria. The developed model of contact between the indenter and the composite plate made it possible to obtain stress fields in the carbon-plastic composite material with the laying layers $[45^\circ, -45^\circ]_n$ and $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_n$. Destruction in layers based on the numerical calculation results was analyzed using various stress criteria. Carbon composite had more destroyed layers due to low strength in the transverse direction. Destruction zone in the carbon composite was larger than in the fiberglass composite, and the pattern $[45^\circ, -45^\circ]_n$ had a smaller damage area compared to $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_n$.

Keywords: spherical indenter, composite destruction, woven composite, contact simulation, damage zones, destruction criterion, safety factor, ANSYS

REFERENCES

- [1] Bratukhin A.G., Sirotkin O.S., Sabodazh P.F., Egorov V.N. *Materialy buduschego i ikh udivitelnye svoystva* [Materials of future and their properties]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995, 128 p.
- [2] Vasilyev V.V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of structures of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1998, 264 p.
- [3] Kabakov V.V. *Kompozitnye materialy v aviastroyenii* [Composite materials in aviation industry]. *Nauka i Biznes: puti razvitiya — Science and Business: Development Ways*, 2019, no. 8, pp. 10–14.
- [4] Nirusin R.V., Zolkin A.L., Semenov E.D., *Perspektivy razvitiya polimernykh i kompozitsionnykh materialov v samoletostroyenii* [Prospects of the polymer and composite development in the aircraft building]. In: *Tekhnika i tekhnologiya sovremennykh proizvodstv: Sbornik statey II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiyem* [Engineering and technologies in modern production: Collection of articles of the II All-Russian Scientific and Practical Conference with international participation]. Penza, 2021, pp. 161–165.
- [5] Barsukov G.V., Zhuravleva T.A. *Issledovanie vliyaniya tekhnologicheskikh rezhimov gidroabrazivnogo rezaniya na rassloeniye poverkhnosti detaley iz steklotekstolita* [Study of the influence of technological modes of waterjet cutting on the delamination of the surface of parts made of fiberglass]. *Fundamentalnye i prikladnye problemy tekhniki i tekhnologii — Fundamental and Applied Problems of Engineering and Technology*, 2013, no. 4, pp. 47–55.

- [6] Barsukov G.V., Zhuravleva T.A., Razrabotka spetsialnykh tekhnologicheskikh priemov, obespechivayuschikh isklyuchenie vliyaniya rassloyniy na kachestvo detaley iz steklotekstolita pri gidroabrazivnoy rezke [Development of special technological methods to eliminate the influence of delamination on the quality of fiberglass laminate parts during waterjet cutting]. *Fundamentalnye i prikladnye problemy tekhniki i tekhnologii — Fundamental and Applied Problems of Engineering and Technology*, 2014, no. 3, pp. 76–85.
- [7] Pavelko I., Kuznetsov S., Smolyaninov M. Research of the contact strength of composite materials. In: *Sci. Proc. VIII Int. Congr. “Machines, Technologies, Mater.”*, 2011, no. 2, pp. 164–166.
- [8] Kallagunta H., Tate J. S. Low-velocity impact behavior of glass fiber epoxy composites modified with nanoceramic particles. *J. Compos. Mater.*, 2019, no. 54, pp. 2217–2228. <https://doi.org/10.1177/0021998319893435>
- [9] Erasov V.S., Krylov V.D., Panin S.V., Goncharov A.A. Ispytaniya polimernogo kompozitsionnogo materiala na udar padayuschim gruzom [Drop-weight impact testing of polymer composite material]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii — Aviation Materials and Technologies*, 2013, no. 3, pp. 60–64.
- [10] Voronov L., Coles L., Nikhamkin M., Silbershmidt V., Semenov S., Bolotov B. Experimental study of impact damage of carbon-epoxy plastic for aviation structures. *Perm Natl. Res. Polytech. Univ. Aerosp. Eng. Bull.*, 2018, no. 54, pp. 5–16. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2018.54.01>
- [11] Karpov E.V. Povrezhdenie mnogosloynnogo tkanogo kompozita nizkoskorostnym vdavlivaniem zhostkogo sfericheskogo indentora [Damage to a multilayer woven composite by low-speed indentation of a rigid spherical indenter]. *Doklady Akademii Nauk — Proceedings of the Academy of Science*, 2018, no. 3, pp. 287–292. <https://doi.org/10.7868/S0869565218030088>
- [12] Karpov E.V., Demeshkin A.G. Deformirovanie i razrushenie steklotekstolita, sodержaschego metallicheskie sloi [Strain and fracture of glass-fiber laminate containing metal layers]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika — Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2018, no. 59, pp. 141–148. <https://doi.org/10.15372/PMTF20180417>
- [13] Maksimenko V.N., Olegin I.P., Pustovoy N.V. *Metody rascheta na prochnost i zhestkost elementov konstruksiy iz kompozitov* [Methods for calculating the strength and stiffness of structural elements made of composites]. Novosibirsk, 2013, NGTU Publ., 423 p.
- [14] Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov Yu. *Prochnost i ustoychivost elementov i soedineniy aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitov* [Strength and stability of elements and connections of aircraft structures made of composites]. Moscow, 2013, Fizmatlit Publ., 272 p.
- [15] Meola C., Boccardi S., Carlomagno G.M. Composite Materials in the Aeronautical Industry. *Infrared Thermography in the Evaluation of Aerospace Composite Materials*. Elsevier, 2017, pp. 1–24. <https://doi.org/10.1016/B978-1-78242-171-9.00001-2>

Le Viet Tuan, Postgraduate, Department of Aircraft Structural Strength, NSTU. Scientific activity and interests: composite materials destruction, numerical simulation and experimental studies of the aircraft structural strength. e-mail: tuanleviet86@gmail.com