

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАССЛОЕНИЯ В КОМПОЗИТНОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ НИЗКОСКОРОСТНОМ КОНТАКТЕ С ГРАДОМ

© 2025

В. Т. Ле аспирант кафедры прочности летательных аппаратов;
Новосибирский государственный технический университет;
tuanlevict86@gmail.com

Т. В. Бурнышева доктор технических наук; доцент;
Новосибирский государственный технический университет;
tburn@mail.ru

Предложена методика моделирования множественного воздействия градом на композитные панели, основанная на разработанной модели низкоскоростных ударов частицами града и результатах испытаний. С использованием машин Instron 3369 и ViSS были проведены испытания на сжатие образцов льда при температурах замерзания -40°C , -30°C и -20°C соответственно. Для каждой группы определены прочность на сжатие и объёмная плотность. Модуль упругости изменялся в пределах от 154 до 1214 МПа. Статистическим анализом данных были выявлены интервалы изменчивости и средние значения модуля упругости для каждого интервала при температуре замерзания -20°C . Исследования воздействия града на композитные панели показали, что основным видом разрушения является расслоение. На основе результатов экспериментов были определены линейные, квадратичные и кубические зависимости повреждаемости (количество разрушенных слоёв) композитной пластины при воздействии градины диаметром 35 мм от модуля упругости и скорости льда. Максимальное количество разрушенных слоёв композита составляет 16, что равно 80% толщины панели, при скорости 170 м/с и модуле упругости льда 1250 МПа. Скорость удара существенно влияет на повреждаемость композитных панелей, при этом модуль упругости материала оказывает меньшее влияние. Экспериментальные данные показали значительную корреляцию между скоростью удара и степенью повреждения: более крупные градины вызывают более глубокое расслоение.

Моделирование расслоения; метод SPH; плотность льда; множественный удар; композитная панель

Цитирование: Ле В.Т., Бурнышева Т.В. Численное моделирование расслоения в композитной пластине при низкоскоростном контакте с градом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-131-142

Введение

Слоистые композиты всё чаще используются в авиационных и аэрокосмических конструкциях из-за их высокой удельной прочности и жёсткости. В основном их применяют в многослойном исполнении с относительно слабыми поверхностями межслойного контакта, легко поддающимися сосредоточенным нагрузкам, особенно ударным воздействиям (птицы, град, и т.д.). Градины образуются в условиях окружающей среды и имеют вид поликристаллического льда. Лёд представляет собой сложный и очень изменчивый материал с точки зрения его свойств. Плотность льда и градин нестабильна и зависит от погодных условий. Градины обычно имеют меньшую плотность, чем лёд, и эта плотность может варьироваться в зависимости от места и условий формирования [1].

После воздействия удара внутри композитной панели могут появиться локальные повреждения в виде расслоения между слоями и растрескивания основы внутреннего слоя по ширине волокна. Такие повреждения могут существенно влиять на структурную целостность композитных конструкций, развитие межслойных дефектов может привести к полному разрушению структуры. Визуальным осмотром невозможно

обнаружить повреждение композитных ламинатов. Было предложено множество численных методов для прогнозирования развития повреждений в композитных слоистых структурах [2; 3]. Однако из-за сложности определения напряжений вблизи места воздействия ударных нагрузок эффективный и гибкий подход к прогнозированию возникновения и распространения расслоения в конструкциях пока не определён [4].

Образование и рост расслоений и трещин матрицы – сложный процесс, проблема носит характер трёхмерных элементов [5 – 7]. Чтобы исследовать локализованное поведение композита, обычно необходимо много слоёв SOLID-элементов по толщине, а размер конечно-элементной модели может стать непомерно большим [8]. Поэтому были исследованы более эффективные в вычислительном отношении модели оболочек SHELL [9; 10]. Однако традиционные модели оболочек не могут обеспечить исследование процесса расслоения ламината. Возможность применения теории оболочек для этой цели заключается во введении модели субламината [11], в которой ламинат разделён на несколько субламинатов по толщине, соединённых границами раздела. Ограничения границ раздела между субламинатами отсутствуют, что даёт возможность продемонстрировать возникновение расслоений [12].

Исследование прочности льда при сжатии

Тестовые образцы льда были приготовлены в холодильной установке с точностью регулирования температуры до $0,1^{\circ}\text{C}$. Для исследования влияния температуры замораживания на прочность льда температура заморзания была установлена на уровнях -20°C , -30°C и -40°C соответственно. Образцы для испытаний размерами $3 \times 3 \times 3$ см были изготовлены с использованием пластиковых и силиконовых форм. Кристаллы льда формируются в пластиковой форме (образцы льда тип 1) вертикально, середина образца молочно-белая и имеет мелкие пузырьки воздуха. С помощью силиконовой формы кристаллы льда (образцы льда тип 2) формируются равномерно во всех направлениях за счёт выпуска воздуха через пластиковую трубку, что делает лёд более прозрачным и однородным.

Плотность льда измерялась методом массы-объёма. Плотность льда основана на среднем значении серии проб при различных температурах заморзания. При более низкой температуре заморзания (-20°C , -30°C и -40°C) плотность льда больше (913; 923 и 927 $\text{кг}/\text{м}^3$ соответственно). Для образцов льда с использованием пластиковой и силиконовой форм разницы в плотности при температуре заморзания -20°C нет (912,75 и 912,97 $\text{кг}/\text{м}^3$ соответственно).

Испытания на одноосное сжатие образцов льда проводились с использованием универсальных испытательных машин Instron модели 3369 и BiSS модели Bi 00-101. Скорость деформации составляла 10, 20 и 0,5 мм/мин соответственно. Эксперименты проводились на машине Instron при комнатной температуре для образцов, сформированных в три группы по температуре заморзания, представленных выше. Полученные экспериментально кривые напряжения-деформации кубиков льда были проанализированы для определения модуля упругости каждого образца при сжатии. Для каждой группы образцов определялась средняя кривая напряжения – деформации.

На рис. 1, а приведены кривые средних значений напряжённо-деформированного состояния образцов льда типа 1 при одноосном сжатии для каждой группы при температурах заморзания -40°C , -30°C , -20°C . При изменении скорости деформации образцов изменяется их прочность на одноосное сжатие (рис. 1, б).

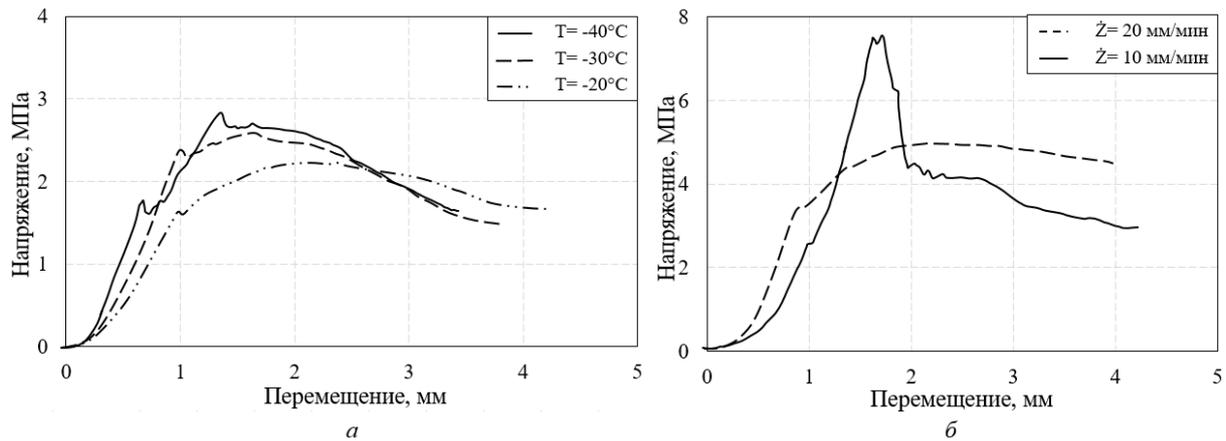


Рис. 1. Кривые напряжения-деформации при сжатии льда:
а – льда типа 1 с учётом температур замерзания; б – льда типа 2 с учётом скорости деформации

Перед проведением испытания на одноосное сжатие на машине BiSS образцы льда типа 2 были пронумерованы, а их геометрические размеры измерены. В климатической камере перед экспериментом поддерживалась температура -20°C не менее 30 минут. На рис. 2, а показана диаграмма напряжённо-деформированного состояния образца № 13, полученная в ходе испытания на одноосное сжатие с использованием специализированной программы для универсальной испытательной машины BiSS. Результаты испытаний образцов льда на машине BiSS были дополнительно обработаны в табличном редакторе. После обработки кривой напряжённо-деформированного состояния были рассчитаны линейные аппроксимации результатов экспериментов и определены модули упругости для каждого образца (рис. 2, б).

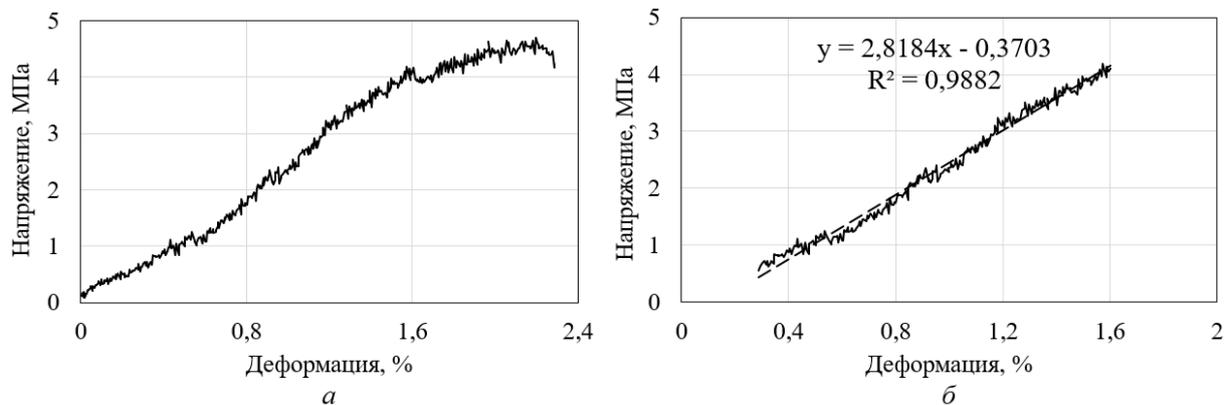


Рис. 2. Напряжённо-деформированное состояние образца льда №13 типа 2 при сжатии:
а – график, полученный при испытаниях на машине BiSS;
б – линейная аппроксимация данных эксперимента

На основе результатов линейной аппроксимации значений прочности при сжатии образцов льда типа 2 был получен предел прочности льда в диапазоне от 154 до 1214 МПа. Результаты хорошо согласуются с опубликованными результатами экспериментов на образцах льда [13]. На основе вычисленных значений составлен интервальный вариационный ряд (табл. 1). Дополнительно для каждого интервала определены средние значения модуля упругости образцов.

Таблица 1. Интервальный вариационный ряд модуля упругости образцов льда при испытаниях на одноосное сжатие

Интервалы, МПа	[154; 366)	[366; 578)	[578; 790)	[790;1002)	[1002; 1214)
Относительная интервальная частота, m_i	0,471	0,176	0,176	0,118	0,059
Среднее значение модуля упругости, \bar{E}_i	226,75	522,33	685,67	898,00	1214,00

Методы моделирования частиц града

Существует множество моделей льда, основанных на различных связях между напряжением и деформацией, а также на критериях разрушения (критерии напряжения, деформации или энергии). Метод конечных элементов (МКЭ) и метод произвольного лагранжево-эйлерова описания тел сталкиваются с ограничениями при моделировании высокоскоростных ударов из-за деформаций и необходимости учёта распространения трещин. Метод сглаженных частиц (SPH), избегая зависимости от сетки, позволяет точно моделировать материалы с учётом больших деформаций, частичного разрушения и трещин, вызванных ударами [14]. Он использует частицы для представления материала и позволяет моделировать движение и взаимодействие частиц без привязки к узлам сетки. В программе LS-DYNA реализовано моделирование льда на основе метода SPH. Для проверки предложенной модели необходимы экспериментальные данные по воздействию льда при высоких скоростях деформации. Полученные результаты моделирования были качественно и количественно сопоставимы с опубликованными исследованиями. Было принято, что метод SPH является подходящим и эффективным способом моделирования льда в LS-DYNA [15].

Конечно-элементная модель пластины

МКЭ используется для исследования влияния материала и его структуры на упругие свойства и механическое поведение композитных материалов. Сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными ясно показывает, что моделирование процесса удара захватывает основные аспекты физических явлений и даёт дополнительную информацию о поведении различных компонентов при ударе. При моделировании ударных повреждений учитываются основные механизмы повреждения, включая внутрислойное и межслойное разрушение. Распространёнными критериями разрушения композиционных материалов являются критерии Цая-Бу, Чанга-Чанга, Хашина и др. Анализ расслоения материала был проведён с использованием набора критериев разрушения Хашина [16].

Моделирование удара частицей града по композитной панели было реализовано в среде LS-DYNA ANSYS. Для композитных слоёв пластины была использована модель материала *MAT_COMPOSITE_FAILURE_SOLID_MODEL (*MAT_059_SOLIDS) с соответствующими свойствами. Контакт между слоями ламината был установлен с использованием контактного алгоритма *CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIE-BREAK, при этом задавались значения межслоевой прочности между всеми слоями композита. В контактном алгоритме учитывалось возможное расслоение слоёв. LS-DYNA вычисляет напряжения и деформации в композитном материале для определения повреждений. Модель *MAT_059_SOLIDS имеет восемь режимов разрушения. Переменные истории повреждений (DHF) показывают уровень целостности слоёв. DHF № 4 отражает расслоение между слоями. Если после удара DHF в слое равна нулю, слой считается повреждённым, значение DHF, равное 1, соответствует неповреждённому слою.

Влияния скорости удара и модуля упругости льда на повреждаемость композитной пластины

Исследована повреждаемость композитной пластины при низкоскоростном контакте с частицей града численным методом. Был проведён вычислительный эксперимент с помощью модели удара градиной о композитную панель. В качестве материала панели выступал материал Toray T800-24K/UD (табл. 2). Используются следующие обозначения: E_1, E_2, E_3 – модуль упругости в продольном направлении, в поперечном направлении и в толщинном направлении, соответственно; G_{12} – модуль сдвига в главной плоскости; ν_{12} – коэффициент Пуассона в главной плоскости; X_t, X_c, Y_t, Y_c – прочность при растяжении и сжатии в направлениях 1, 2, которые соответствуют главным направлениям в слоистом композите: направление 1 – это основное (продольное) направление, совпадающее с ориентацией армирующих волокон; направление 2 – поперечное направление (перпендикулярное волокнам), в котором композит обычно менее прочен (здесь прочность означает максимальное напряжение, которое материал может выдержать перед разрушением). Ударное воздействие осуществлялось градиной диаметром 35 мм со скоростью V .

Таблица 2. Свойства материала ламината Toray 800-24K/UD

E_1 , ГПа	E_2 , ГПа	E_3 , ГПа	G_{12} , ГПа	ν_{12}	X_t , МПа	X_c , МПа	Y_t , МПа	Y_c , МПа
170	8,6	8,6	4,37	0,34	2900	1461	50,7	207

Фактор X_1 – модуль упругости льда при одноосном сжатии. Значение модуля изменяется от 150 до 1250 МПа. Фактор X_2 – скорость удара частицы града по пластине. Значение скорости изменялось от 90 до 170 м/с. В качестве отклика Z при проведении вычислительного эксперимента определялось число повреждённых слоёв в композитной пластине после удара частицы льда. Результаты вычислительных экспериментов представлены в табл. 3.

Таблица 3. Значения модуля упругости и скорости удара градины, число разрушенных слоёв в композитной пластине после удара

№ эксперимента	Модуль упругости льда E , МПа	Скорость удара градины V , м/с	Число разрушенных слоёв
1	150	90	0
2	150	130	2
3	150	170	14
4	425	110	1
5	425	150	8
6	700	90	2
7	700	130	6
8	700	170	15
9	975	110	3
10	975	150	11
11	1250	90	2
12	1250	130	9
13	1250	170	16

Методом наименьших квадратов были определены аппроксимирующие зависимости числа разрушенных слоёв от варьируемых факторов: модуля упругости частицы льда и её скорости.

Линейная аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = 0,003506X_1 + 0,173X_2 - 18,126. \quad (1)$$

Квадратичная аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = -6,869 \cdot 10^{-7} X_1^2 + 1,745 \cdot 10^{-3} X_2^2 + 2,674 \cdot 10^{-6} X_1 X_2 + 4,121 \cdot 10^{-3} X_1 - 0,282X_2 + 9,882. \quad (2)$$

Кубическая аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = 9,36 \cdot 10^{-9} X_1^3 + 7,77 \cdot 10^{-6} X_2^3 + 7,84 \cdot 10^{-8} X_1^2 X_2 - 1,951 \cdot 10^{-6} X_1 X_2^2 - 3,14 \cdot 10^{-5} X_1^2 - 3,01 \cdot 10^{-9} X_2^2 + 3,98 \cdot 10^{-4} X_1 X_2 + 4,54 \cdot 10^{-9} X_1 - 0,21X_2 + 10,03. \quad (3)$$

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что кубическая аппроксимация (3) демонстрирует наивысшую точность, среднеквадратичное отклонение составляет всего 0,28 (квадратичная аппроксимация 0,83 и линейная аппроксимация 2,28). Число разрушенных слоёв пластины растёт с увеличением модуля упругости и одновременным ростом скорости градины (рис. 3).

В вычислительном эксперименте максимальное число разрушенных слоёв панели равно 16, что составляет 80% от толщины пакета; в этом случае скорость градины составила 170 м/с, модуль упругости льда 1250 МПа.

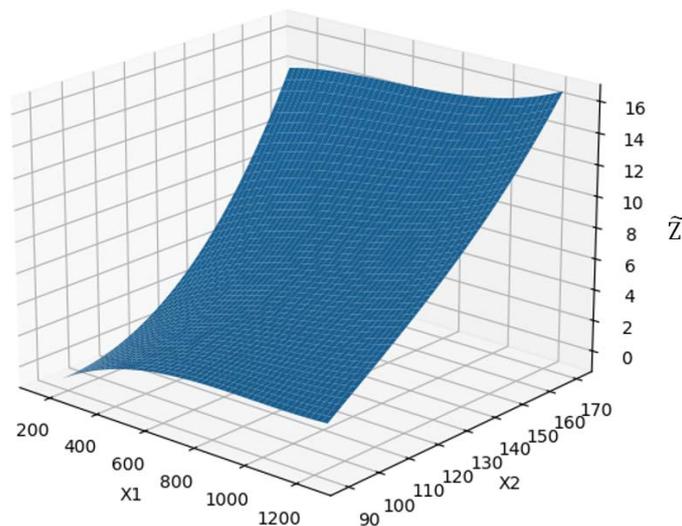


Рис. 3. Поверхность отклика числа разрушенных слоёв \tilde{Z} (DHV) в зависимости от модуля упругости $E(X_1)$ и скорости градины $V(X_2)$

Количество разрушенных слоёв композитной панели сильно зависит от скорости ударника, в то время как влияние модуля упругости материала является менее значительным. Из рис. 3 видно, что взаимодействие этих факторов способствует существенному увеличению числа разрушенных слоёв композита. Стоит отметить, что при изменении скорости ударника до 130 м/с при учёте диапазона значений модуля упругости E

количество разрушенных слоёв в композите не превышает трёх. Это свидетельствует о более жёстком закреплении композитной пластины в расчётной модели по сравнению с натурным экспериментом.

Исследование расслоения обшивки крыла регионального самолёта при множественном ударе градинами

Предложена методика моделирования множественного удара частицами града по композитной панели на базе разработанной и протестированной модели одиночного низкоскоростного удара градиной по многослойной композитной панели. Принципиальная схема предлагаемой методики показана на рис. 4.

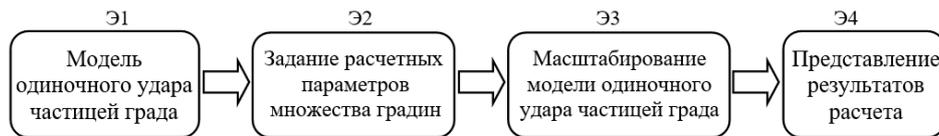


Рис. 4. Принципиальная схема методики моделирования множественного удара градиной по композитной панели

Этап Э1 включает разработку расчётной модели низкоскоростного контакта ледяной градины с композитной пластиной в среде LS-DYNA. Этап Э2 включает определение расчётных параметров отдельных частиц града в модели множественного удара по многослойной пластине. Разработанная модель позволяет проводить серию расчётных случаев множественного удара при разных механических характеристиках льда. Масштабирование модели одиночного удара частицей града по композитной панели происходит на Этапе 3. Разработан макрос на языке Python для случайной генерации координат мест удара о композитную панель и диаметра частиц с использованием нормального распределения. На Этапе 4 обрабатываются результаты численных расчётов моделью множественного удара частицами льда о композитную панель. Количественной оценкой повреждаемости пластины является число повреждённых слоёв композита после множественного удара.

Для расчёта была выбрана часть крыла регионального самолёта между двумя нервюрами, потому что наибольшее перемещение и изгибные напряжения возникают в наиболее податливой части панели. Расчётная модель состоит из многослойной обшивки размером 332×400 мм, подкреплённой нервюрами для увеличения его несущей способности. Для построения модели использовался объёмный 8-узловой конечный элемент SOLID. Обшивка состоит из 7...13 слоёв углеволокнистого материала Togaу T800 толщиной слоя 0,2 мм с укладкой $[45/-45/90/0]_n$, характеристики которого представлены в табл. 2. Нервюра крыла изготовлена из материала пенопласт ПСБ-С 50. Эти свойства получены в результате испытаний, проведённых в лаборатории Новосибирского государственного технического университета на машинах Instron 3366 и Zwich/Roel Z100. В качестве материала нервюры в LS-DYNA выбрана модель *MAT_CRUSHABLE_FOAM.

Модель композитной панели была разбита на конечные элементы размером 2×2×0,2 мм (рис. 5). Минимальный размер элемента нервюры крыла составляет 4 мм. Модель включает в себя 321997 элементов. Было рассмотрено 12 расчётных случаев последовательного воздействия града на поверхность крыла. Каждый случай включал 10 ударов градинами разного размера выбранными случайным образом. Модуль упругости материала частиц льда E составлял 400 МПа и 1 ГПа, а скорости удара градины V – 130 и 170 м/с.

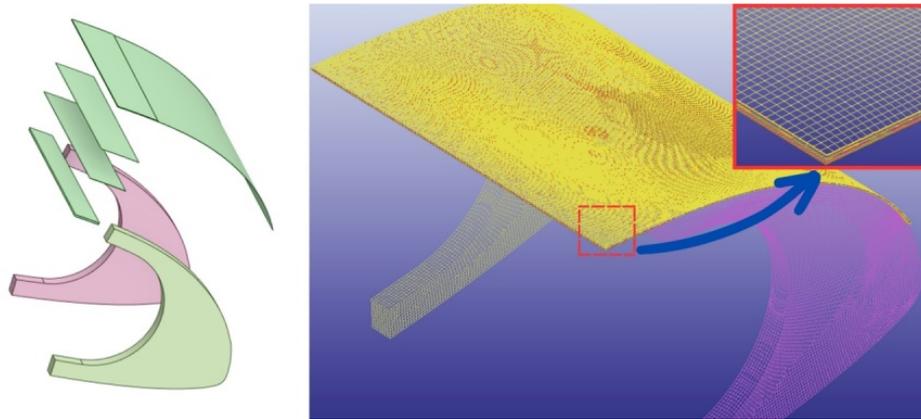


Рис. 5. Конечно-элементная модель элемента крыла регионального самолета в среде LS-DYNA

На рис. 6 представлена схема множественного удара частиц льда о композитную обшивку, которая соответствует пятому расчётному случаю (табл. 4).

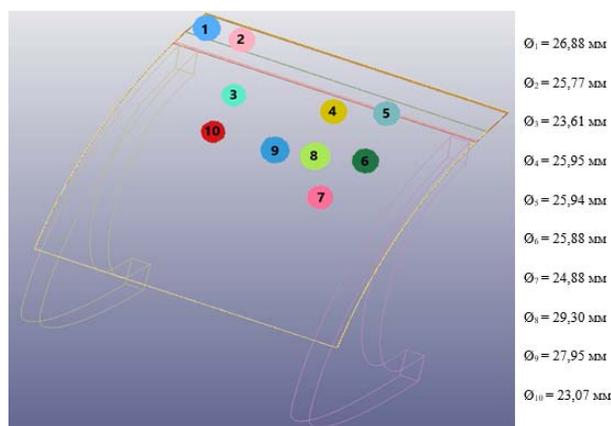


Рис. 6. Схема множественного удара в пятом расчётном случае

На рис. 7 представлена картина распространения расслоения во втором слое композитной пластины во времени при 10 ударах градинами в пятом расчётном случае.

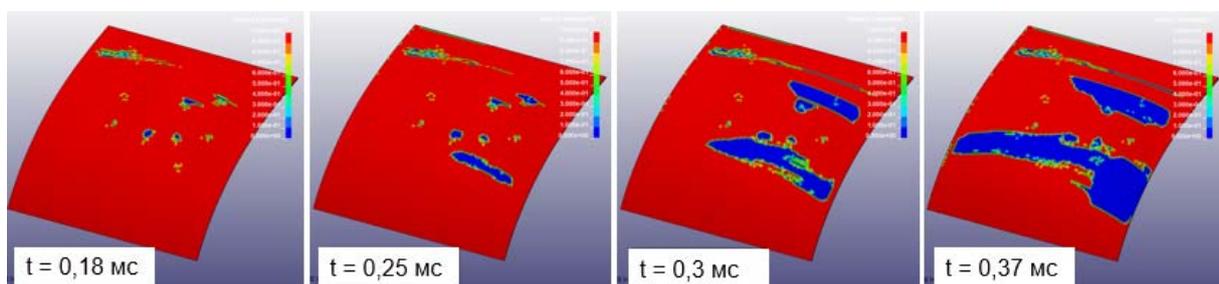


Рис. 7. Развитие расслоения во втором слое обшивки во времени

В первоначальный момент времени видны отдельные места удара льдинами диаметром более 24 мм по обшивке. Затем начинается процесс расслоения, который затрагивает зоны с множественными ударами (нижний правый угол панели и верхний левый). Эти локальные зоны объединяются в единые участки расслоения по мере развития процесса удара и разрушения самих градин. Результаты расчёта повреждаемости обшивки крыла представлены в табл. 4.

Таблица 4. Результаты расчёта повреждаемости обшивки крыла

№ расчётного случая	Ø, мм	E , МПа	V , м/с	Количество разрушенных слоёв
1	5...18	400	130	0
2	5...18	400	170	1
3	5...18	1000	130	1
4	5...18	1000	170	2
5	18...30	400	130	8
6	18...30	400	170	13
7	18...30	1000	130	8
8	18...30	1000	170	13
9	30...45	400	130	13
10	30...45	400	170	13
11	30...45	1000	130	13
12	30...45	1000	170	13

В табл. 4 представлено распространение расслоений в слоях обшивки крыла в данном расчётном случае. Зоны расслоения имеют тенденцию к более широкому распространению от мест множественного удара независимо от диаметра частиц града. Анализ результатов расчёта множественного удара градинами по участку обшивки крыла показал, что частицы льда малого диаметра (до 18 мм) не приводят к разрушению более чем двух слоёв композита. Группа частиц среднего диаметра (интервал от 18 до 30 мм) способна разрушить 8 слоёв панели при меньшей скорости и пробить всю обшивку в случае большей скорости. Частицы льда наибольшего размера (диаметр более 30 мм) разрушают все слои композитной панели крыла при любом рассмотренном сочетании модуля упругости E и скорости удара V .

Заключение

Предложенный метод моделирования многонаправленного воздействия града на композитную панель был протестирован с использованием случая повреждения переднего края области крыла самолёта при падении града на запаркованный самолёт на аэродроме. Были выявлены следующие зависимости: небольшие градины не приводят к значительным расслоениям обшивки самолёта. Увеличение диаметра градины приводит к увеличению количества разрушенных слоёв композитной панели до восьми слоёв при скорости удара 130 м/с и до тринадцати слоёв при скорости удара 170 м/с. Градины с диаметром более 30 мм проникают сквозь обшивку при любой рассматриваемой скорости. Зависимость расслоений обшивки от модуля упругости остаётся слабой, как и в тестовой задаче.

Библиографический список

1. Field P.R., Hand W., Cappelluti G., McMillan A., Foreman A., Stubbs D., Willows M. Hail threat standardisation. Final report for EASA.2008.OP.25, 2008. 133 p.
2. Abrate S. Impact on laminated composite materials // Applied Mechanics Reviews. 1991. V. 44, Iss. 4. P. 155-190. DOI: 10.1115/1.3119500
3. Abrate S. Impact on laminated composites: recent advances // Applied Mechanics Reviews. 1994. V. 47, Iss. 11. P. 517-544. DOI: 10.1115/1.3111065
4. Schoeppner G.A., Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2000. V. 31, Iss. 9. P. 903-915. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00061-0

5. Hwang W.C., Sun C.T. Failure analysis of laminated composites by using iterative three-dimensional finite element method // *Computers & Structures*. 1989. V. 33, Iss. 1. P. 41-47. DOI: 10.1016/0045-7949(89)90127-2
6. Finn S.R., Springer G.S. Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – A model // *Composite Structures*. 1993. V. 23, Iss. 3. P. 177-190. DOI: 10.1016/0263-8223(93)90221-B
7. Luo R.K., Green E.R., Morrison C.J. Impact damage analysis of composite plates // *International Journal of Impact Engineering*. 1999. V. 22, Iss. 4. P. 435-447. DOI: 10.1016/S0734-743X(98)00056-6
8. Krueger R., O'Brien T.K. A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2001. V. 32, Iss. 1. P. 25-44. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00133-0
9. Eason T.G., Ochoa O.O. Modeling progressive damage in composites: a shear deformable element for ABAQUS // *Composite Structures*. 1996. V. 34, Iss. 2. P. 119-128. DOI: 10.1016/0263-8223(95)00136-0
10. Barbero E.J., Reddy J.N. Modeling of delamination in composite laminates using a layer-wise plate theory // *International Journal of Solids and Structures*. 1991. V. 28, Iss. 3. P. 373-388. DOI: 10.1016/0020-7683(91)90200-Y
11. Reedy E.D., Mello F.J., Guess T.R. Modeling the initiation and growth of delaminations in composite structures // *Journal of Composite Materials*. 1997. V. 31, Iss. 8. P. 812-831. DOI: 10.1177/002199839703100804
12. Seeley C., Chattopadhyay A. Modeling of smart composite laminates including debonding – A finite element approach // *Proceedings of the 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (April, 07-10, 1997, Kissimmee, FL, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.1997-1344
13. Zhang Y., Qian Z., Lv S., Huang W., Ren J., Fang Z., Chen X. Experimental investigation of uniaxial compressive strength of distilled water ice at different growth temperatures // *Water*. 2022. V. 14, Iss. 24. DOI: 10.3390/w14244079
14. Gingold R.A., Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 1977. V. 181, Iss. 3. P. 375-389. DOI: 10.1093/mnras/181.3.375
15. Ле В.Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом композитных панелей самолёта // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30, № 4. С. 120-129.
16. Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites // *Journal of Applied Mechanics*. 1980. V. 47, Iss. 2. P. 329-334. DOI: 10.1115/1.3153664

NUMERICAL MODELING OF DELAMINATION IN COMPOSITE PANEL UNDER LOW-VELOCITY CONTACT WITH HAIL

© 2025

V. T. Le Postgraduate Student of the Department of Aircraft Strength;
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation;
tuanleviet86@gmail.com

T. V. Burnysheva Doctor of Science (Engineering), Associate Professor;
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation;
tburn@mail.ru

A technique is proposed to simulate multiple impacts of hailstones on composite panels based on a developed model and testing of low-velocity hailstone impacts. Using Instron 3369 and BiSS, compression tests were conducted on ice samples frozen at temperatures of -40°C , -30°C , and -20°C , respectively. Compressive strength and volumetric density were determined for each group. The elastic modulus ranged from 154 to 1214 MPa. Statistical data processing methods were applied to determine the variability intervals and average values of the elastic modulus for each interval at a freezing temperature of -20°C . Studies on hail impact on composite panels have highlighted delamination as a major failure mode. Based on experimental results, linear, quadratic, and cubic dependencies of damage (number of delaminated layers) on the composite plate when subjected to a 35 mm diameter hailstone impact on the elastic modulus and velocity of the ice were computed. The maximum number of layers destructed is 16, which is 80% of the panel thickness at a velocity of 170 m/s, with the ice's elastic modulus being 1250 MPa. Impact velocity significantly affects the composite panels damage susceptibility, with the material's elastic modulus having a weaker effect. Experimental findings show a significant correlation between impact speed and damage extent, with larger hailstones causing deeper delamination.

Modelling delamination; SPH method; ice density; multiple impact; composite panel

Citation: Le V.T., Burnysheva T.V. Numerical modeling of delamination in composite panel under low-velocity contact with hail. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-131-142

References

1. Field P.R., Hand W., Cappelluti G., McMillan A., Foreman A., Stubbs D., Willows M. Hail threat standardisation. Final report for EASA.2008.OP.25, 2008. 133 p.
2. Abrate S. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews*. 1991. V. 44, Iss. 4. P. 155-190. DOI: 10.1115/1.3119500
3. Abrate S. Impact on laminated composites: recent advances. *Applied Mechanics Reviews*. 1994. V. 47, Iss. 11. P. 517-544. DOI: 10.1115/1.3111065
4. Schoeppner G.A., Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2000. V. 31, Iss. 9. P. 903-915. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00061-0
5. Hwang W.C., Sun C.T. Failure analysis of laminated composites by using iterative three-dimensional finite element method. *Computers & Structures*. 1989. V. 33, Iss. 1. P. 41-47. DOI: 10.1016/0045-7949(89)90127-2
6. Finn S.R., Springer G.S. Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – A model. *Composite Structures*. 1993. V. 23, Iss. 3. P. 177-190. DOI: 10.1016/0263-8223(93)90221-B
7. Luo R.K., Green E.R., Morrison C.J. Impact damage analysis of composite plates. *International Journal of Impact Engineering*. 1999. V. 22, Iss. 4. P. 435-447. DOI: 10.1016/S0734-743X(98)00056-6.
8. Krueger R., O'Brien T.K. A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2001. V. 32, Iss. 1. P. 25-44. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00133-0
9. Eason T.G., Ochoa O.O. Modeling progressive damage in composites: a shear deformable element for ABAQUS. *Composite Structures*. 1996. V. 34, Iss. 2. P. 119-128. DOI: 10.1016/0263-8223(95)00136-0.
10. Barbero E.J., Reddy J.N. Modeling of delamination in composite laminates using a layer-wise plate theory. *International Journal of Solids and Structures*. 1991. V. 28, Iss. 3. P. 373-388. DOI: 10.1016/0020-7683(91)90200-Y
11. Reedy E.D., Mello F.J., Guess T.R. Modeling the initiation and growth of delaminations in composite structures. *Journal of Composite Materials*. 1997. V. 31, Iss. 8. P. 812-831. DOI: 10.1177/002199839703100804

12. Seeley C., Chattopadhyay A. Modeling of smart composite laminates including debonding – A finite element approach. *Proceedings of the 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (April, 07-10, 1997, Kissimmee, FL, U.S.A.)*. DOI: 10.2514/6.1997-1344

13. Zhang Y., Qian Z., Lv S., Huang W., Ren J., Fang Z., Chen X. Experimental investigation of uniaxial compressive strength of distilled water ice at different growth temperatures. *Water*. 2022. V. 14, Iss. 24. DOI: 10.3390/w14244079

14. Gingold R.A., Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 1977. V. 181, Iss. 3. P. 375-389. DOI: 10.1093/mnras/181.3.375.

15. Le V.T. Numerical modeling of aircraft composite panels ice impact damages. *Aerospace MAI Journal*. 2023. V. 30, no. 4. P. 120-129. (In Russ.)

16. Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*. 1980. V. 47, Iss. 2. P. 329-334. DOI: 10.1115/1.3153664