

Научная статья
УДК 539.422.52
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЛЬДОМ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ САМОЛЕТА

Вьет Туан Ле

Новосибирский государственный технический университет
Новосибирск, Россия
tuanleviet86@gmail.com

Аннотация. Рассматривается численное решение задачи низкоскоростного удара частицей льда по композитной панели в среде LS-DYNA. Разработана модель материала льда с описанием подбора механических характеристик, приведено обоснование выбора метода гидродинамики сглаженных частиц (SPH) для моделирования частиц града. Модель материала льда позволяет имитировать его поведение при высоких скоростях деформации. Выбрана модель композитной пластины в среде LS-DYNA, позволяющая анализировать разрушение многослойных структур. Результаты численного расчета воздействия льда на композитную панель представлены в графическом виде. Приведено сравнение результатов расчета с данными экспериментов для подтверждения достоверности и применимости представленной модели.

Ключевые слова: моделирование града, метод SPH, ледяной удар, композитная пластина, разрушение, LS-DYNA

Для цитирования: Ле В.Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом композитных панелей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 120–129. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>

Original article

NUMERICAL MODELING OF AIRCRAFT COMPOSITE PANELS ICE IMPACT DAMAGES

Viet Tuan Le

Novosibirsk State Technical University,
Novosibirsk, Russia
tuanleviet86@gmail.com

Abstract

Composite laminates are becoming increasingly popular in load-bearing structures, particularly in aviation. However, application of composites may have drawbacks, especially in the case of impacts, such as collisions with birds or hail, which can result in various types of damage. Hail collisions occur both on the ground and in the air, leading to various forms of damage that may remain invisible from the outside. The impact of hail collisions on composite structures has been insufficiently studied.

The presented article encompasses the following key aspects:

- Modeling ice behavior under high deformation rates and fracture using the Smooth Particle Hydrodynamics (SPH) method.
- Developing a numerical model to analyze internal damage caused by ice impact on composite structures.

The developed ice material model includes a relationship between stress and strain, as well as criteria, determining failure at high deformation rates. Various models are being mentioned, and special attention is being given to the

elastic-plastic fracture model for the hail impact modeling. This study conducts additionally a comparative analysis between SPH method and the arbitrary Lagrangian–Eulerian method in modeling ice impacts. The SPH method is mesh-independent, enabling the accurate capture of material interfaces and mitigating the issues associated with mesh distortion caused by crack growth and material failure. The author suggest thereby the SPH method utilization as a grid-independent modeling alternative for ice deformation and fracture within LS-DYNA.

The specialized material model, “*MAT_PLASTICITY_COMPRESSION_TENSION_EOS”, was utilized for ice simulation. This model incorporates strain rate sensitivity, specifically addressing band strain rate sensitivity through stress compression scaling coefficient data input into the “*EOS_TABULATED_COMPACTION” equation of state. The results of the SPH simulations were compared with the analytical and experimental data and showed good agreement. This comparison was being performed at different impact velocities, confirming the SPH method effectiveness for simulating ice deformation and fracture in LS-DYNA.

The study focuses on modeling the impact on composite multilayered structures, a subject of interest to numerous researchers and engineers. Finite Element Analysis is the most common approach for addressing such problems, including the analysis of the multilayered plates dynamic response to impacts, accounting for large deformations. The finite element method is being employed to simulate the structural properties of composites and assess structural damage. The assessment of laminated composite failure typically relies on examining stresses within each layer. Various theories based on the plate normal and shear strengths have been developed for the laminated composites failure analyzing. Hashin proposed the three-dimensional failure criteria for composites, considering failure modes such as fiber failure under tension and compression, as well as matrix failure under tension and compression.

The 8-node elements with one integration point and parasitic modes control were employed for the impact modeling. The “*MAT_COMPOSITE_FAILURE_SOLID_MODEL” material model was selected for these composites. Contact between the laminate layers was established using the LS-DYNA contact algorithm “*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIE-BREAK”, and the inter-laminar strength values were applied between all layers.

A laboratory ballistic setup was established at the Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences to assess defect formation during low-velocity interactions between the ice impact and composite material. Comparative analysis demonstrates clear correspondence between experimental and modeling results, as well as reliable confirmation of modeling the ice impact on composite materials with the LS-DYNA software. Thus, with accurate material data, it becomes feasible to model ice impact and determine the composite structures damages under various loading conditions.

Keywords: hail simulation, SPH method, ice impact, composite plate, failure, LS-DYNA

For citation: Le V.T. Numerical Modeling of Aircraft Composite Panels Ice Impact Damages. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 120-129. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>

1. Введение

Слоистые композиты находят все более широкое применение в несущих конструкциях благодаря ряду преимуществ перед обычными материалами, особенно в конструкциях летательных аппаратов. Из общей массы Boeing 747 всего 1% составляют композитные материалы, в то время как для Boeing 757/767 и 777 эта доля составляет соответственно 3% и 11%. Самый последний Boeing 787 Dreamliner состоит на 50% из композитных материалов [1, 2]. Однако использование композитов вместо традиционных металлов имеет несколько потенциальных недостатков. В процессе эксплуатации самолета могут возникать воздействия различных видов, такие как удары крупными камнями, металлическими деталями или инструментами, удары града, птицы перед взлетом, во время полета или при посадке.

Авиационные компоненты, особенно уязвимые к ударам птиц или града, — это фюзеляж, передние

кромки крыла или хвоста, стабилизаторы, гондолы и лопасти турбины. Годовой ущерб от столкновений с птицами и градом составляет более 3 млрд долларов США [3]. Различные типы частиц и скорости ударов могут вызывать повреждения различных видов, которые значительно снижают остаточную прочность: разрушение волокон, трещины в матрице, расслоение, отклеивание внешних слоев, разрушение структуры [4]. Такие повреждения могут развиваться и в конечном итоге приводить к внезапному разрушению на большом участке из-за повторяющихся нагрузочных циклов. Часто такие повреждения возникают на площади в несколько квадратных миллиметров или под поверхностью внешнего слоя пластины и не могут быть визуально обнаружены снаружи [5].

Град представляет опасность для самолетов из-за разных размеров его частиц и скорости ударов. В некоторых случаях частицы града могут столкнуться с

самолетами, находящимися на земле, со скоростью 30–50 м/с, в то время как в других случаях они могут сталкиваться с самолетами, летящими со скоростью 200 м/с или выше. Военно-воздушные силы США сообщили о 272 случаях столкновения самолетов с градом в период с 1951 по 1959 год, причем 46% из этих случаев произошли во время полетов [6]. Таким образом, ударные воздействия частицами града на элементы авиационных конструкций следует рассматривать как низкоскоростной контакт.

Несмотря на реальную угрозу столкновения летательного аппарата с градом, практически нет исследований, изучающих повреждения от удара частиц льда в слоистых композитах конструкций. Повреждение конструкций невозможно обнаружить визуально, для проверки ее состояния могут потребоваться специальные методы, такие как компьютерная рентгеновская томография [7].

В последние годы вопрос о воздействии града на самолеты актуализировался, увеличилось число экспериментальных исследований [8] и численных моделей [9]. Х. Ким провел эксперименты, моделировал воздействия града на углеродные композитные пластины с различными скоростями и определил режим разрушения при различных условиях [10]. М. Мео численно моделировал повреждение композитных сотовых сэндвич-панелей при низкоскоростных ударах [11]. Томас Г. Дж. [12], основываясь на экспериментах, обнаружил, что композитная структура со сложной решеткой обладает хорошей устойчивостью к воздействию града.

В публикации [13] описано использование метода SPH для моделирования воздействия птиц и града на многослойные композитные конструкции. Численные результаты были оценены путем сравнения с данными, полученными в экспериментальных исследованиях. Статья [14] описывает эксперименты, в которых использовались ледяные шарики разных размеров и скоростей, выпущенные на композитные панели. Результаты эксперимента сравнивались с прогнозами, полученными с помощью различных моделей льда. В работе [15] описаны ударные испытания при различных скоростях и размерах частиц града, толщинах композитных преград. Основным обнаруженным повреждением в композитах было межслойное разрушение, которое происходило до появления видимых повреждений. Влияние ударных повреждений на прочность композитных панелей описывается в работе [16].

2. Модель материала льда

Модель материала льда включает в себя зависимость между напряжением и деформацией, а также критерии, определяющие разрушение при высоких скоростях деформирования. Напряжение и дефор-

мация в линейно-упругих материалах подчиняются обобщенному закону Гука. Для моделирования деформации льда при высоких скоростях деформации используются два типа связей: линейно-упругая модель материала и упруго-пластичная модель.

В настоящее время используются три типа критериев при моделировании разрушения градины при высоких скоростях деформации: критерий разрушающего давления, критерий разрушающей деформации и критерий энергии разрушения. На основе различных связей между напряжением и деформацией и критериев разрушения было предложено множество моделей материала льда. В более ранних исследованиях предпринимались усилия по созданию упруго-пластической модели разрушения для определения свойств градины. Однако свойства градины изменяются в зависимости от стадий скорости деформации. Рис. 1 показывает переход разрушения градины от пластичного к хрупкому при увеличении скорости деформации, критическая скорость деформации, при которой осуществляется переход, равна 10^{-3} с^{-1} .

В авиации во время удара льда скорость деформации при столкновении гораздо выше, чем 10^{-3} с^{-1} , и лед в основном подвергается хрупкому разрушению [17]. Поэтому упругая модель разрушения может эффективно отразить динамическое поведение льда при ударе о летательные аппараты.

Х. Ким и К.Т. Кедвард [10] впервые предложили простую модель упруго-пластического разрушения при воздействии градины в авиации. В этой модели учитываются упруго-пластическая деформация и влияние жидкости на лед после разрушения, а также критерии разрушения, включающие пластическую деформацию разрушения и разрушающее напряжение при растяжении. Для расчета давления льда используется линейное уравнение состояния (EOS). После достижения одним из двух этих параметров критического значения частица льда считается разрушенной. В то же время компоненты сдвига-

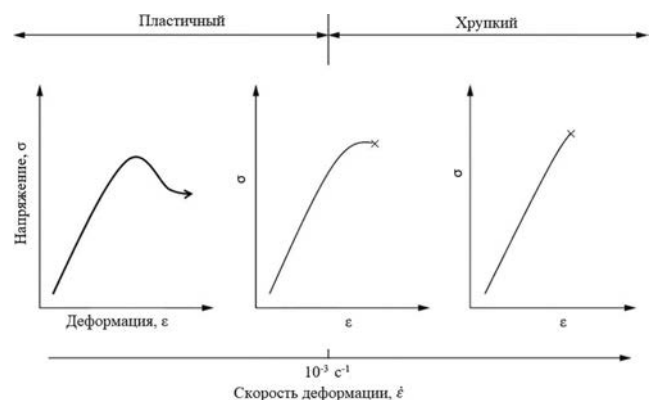


Рис. 1. Поведение льда при сжатии [17]

вого напряжения в частице изменяются до нуля, и материал может выдерживать только сжимающие напряжения, тем самым демонстрируя жидкостные свойства льда. Упруго-пластическая гидродинамическая модель была впервые применена М. Ангильери и др. [18] для моделирования удара льда. Она отличается от модели Кима тем, что использует нелинейное полиномиальное EOS и критерий разрушения при растяжении. Соответствующие свойства материала льда приведены в табл. 1.

Таблица 1

Свойства материала льда

Физическая величина	Значение	
	[10]	[18]
Плотность, кг/м ³	846	846
Модуль упругости сдвига, ГПа	3,46	3,46
Предел прочности, МПа	10,30	10,30
Модуль пластического упрочнения, ГПа	6,89	6,89
Модуль объемной упругости, ГПа	8,99	—
Предел пластической деформации, %	0,35	—
Предел прочности при растяжении, МПа	−4,00	−4,00

Во время столкновения льда с преградой происходят большие деформации и фрагментация льда. При использовании метода конечных элементов (FEM) и метода произвольного лагранжево-эйлерова описания тел (ALE) существуют серьезные ограничения, когда исследуются высокоскоростные удары, например происходит искажение сетки, приводящее к перестройке и переопределению переменных состояния в случае больших деформаций формы области. Кроме того, необходимо моделировать распространение трещин во время фрагментации льда, но методы FEM и ALE зависят от сетки. Следовательно, они не подходят для решения данной задачи.

Метод SPH избегает зависимости от сетки, пробные функции строятся в окрестности дискретных точек, следовательно, не возникают проблемы создания сетки и ее перестройки. Основная идея заключается в приближении функции перемещения $u(x)$ в области Ω сверткой:

$$u(x) \approx u_h(x) = \int_{\Omega} u(\bar{x})w(x - \bar{x})d\Omega_x, \quad (1)$$

где $u_h(x)$ – приближение $u(x)$, а $w(x - \bar{x})$ – компактно поддерживаемая функция, обычно называемая ядром. Три часто используемых ядра: кубический сплайн, гауссов сплайн и квадратический сплайн. Кроме того, x – пространственная координата каждой точки в окрестности точки x

Метод SPH не требует конечно-элементной сетки и по существу является лагранжевым мето-

дом. Он использует частицы для представления материала и позволяет моделировать движение и взаимодействие частиц без привязки к ее узлам. Метод SPH может точно представлять материальные объекты, то есть поверхности, разделяющие разные материалы или состояния материала. Метод SPH широко применяется для моделирования материалов с большими деформациями, для учета частичного разрушения, трещин и других повреждений, вызванных ударами.

В этом исследовании реализация модели материала льда и симуляции на основе метода SPH была осуществлена с помощью программного обеспечения LS-DYNA. Для проверки предложенной модели материала требовались экспериментальные данные о воздействии льда при высоких скоростях деформации.

Для того чтобы оценить модель материала льда, была проведена серия компьютерных симуляций для воспроизведения испытаний на удар, проведенных экспериментально. Виртуальный эксперимент состоял в запуске цилиндрических ледяных снарядов длиной 42,16 мм и диаметром 17,46 мм на жесткую пластину, с установленными датчиками измерения усилий для записи профиля нагружения при испытании. Снаряд ледяного цилиндра был смоделирован с использованием подхода SPH и представлен примерно 50000 узлами SPH. Путем итераций было обнаружено, что такое количество узлов обеспечивает хороший баланс между точностью и требованиями по времени.

Данная модель реализуется в LS-DYNA через специально созданную модель материала *MAT_PLASTICITY_COMPRESSION_TENSION_EOS. Модель материала также требует ввода скорости деформации сжатия льда, которая представляет собой зависимость напряжения разрушения от скорости деформации при сжатии. Эта зависимость подробно описана в работе Карни и др. [19]. Требуются входные данные для уравнения состояния *EOS_TABULATED_COMPACTON, которое описывает связь между объемным деформированием и давлением в ледяном материале. Для моделирования контакта между градиной и целевой пластиной был использован алгоритм контакта *CONTACT_AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE с активированной формулировкой SOFT 1, которая позволяет более точно моделировать контакт между телами со значительно различающейся жесткостью (в этом случае лед и сталь).

На рис. 2,а показано развитие смоделированного удара частицы льда о стальную пластину со скоростью 152,4 м/с, по результатам проверочного моделирования SPH. Сравнивая это изображение с изображениями из [19], показанными на

рис. 2,б, можно сказать, что получены качественно сопоставимые результаты. И на рис. 2,а, и на рис. 2,б показано, как структура льда разрушается: наблюдается переход из твердого в жидкий/порошкообразный состав по мере развития удара.

На рис 3 показан график изменения силы деформации дискретного пружинного элемента, представляющего тензодатчик, при моделировании удара частицей льда методом SPH со скоростью 152,4 м/с. Проведено сравнение расчетов с аналитическими и экспериментальными результатами из [19].

Из графика видно, что изменение силы удара частицей льда, реализованного в данном исследовании с использованием метода SPH, хорошо согласуется с результатами, приведенными в [19].

Сравнение проводилось при ударе по стальной пластине частицей льда со скоростями 91,44

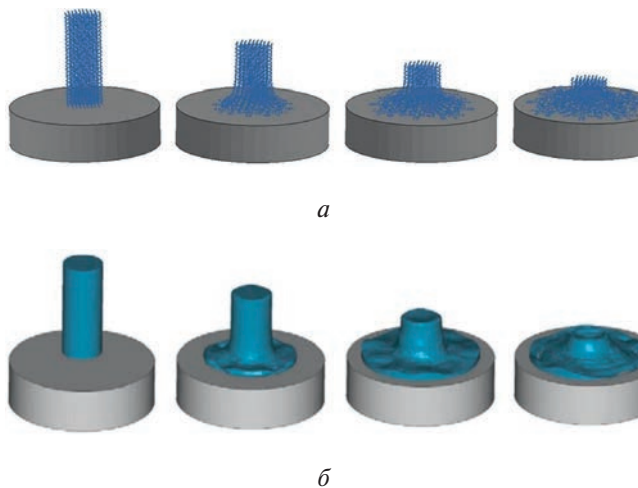


Рис. 2. Численное моделирование в комплексе LS-DYNA удара частицы града со скоростью 152,4 м/с о стальную пластину: а – метод SPH; б – метод ALE (Arbitrary Lagrangian–Eulerian) [19]

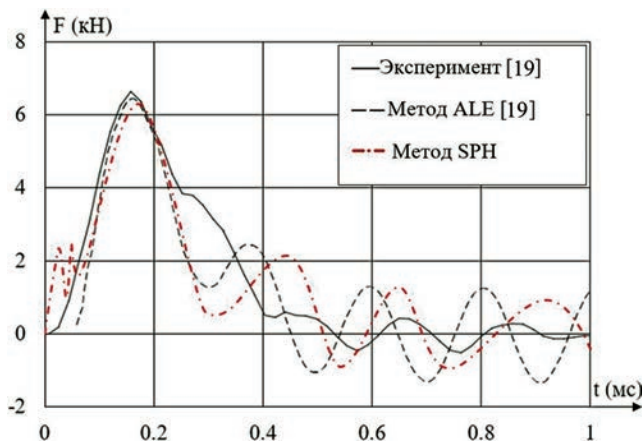


Рис. 3. Изменение силы при ударе частицей льда о стальную пластину

и 231,36 м/с . Получена хорошая согласованность результатов. Достигнув как качественных, так и количественных результатов, сопоставимых с результатами исследования [19], пришли к заключению, что подход SPH является подходящим и эффективным способом моделирования льда в LS-DYNA.

3. Конечно-элементная модель удара по пластине

Моделирование воздействия на композитные многослойные конструкции было предметом исследований многих ученых и инженеров. Наиболее распространенным подходом для решения таких задач является анализ FEM. Для анализа динамической реакции многослойной пластины на удар была рассмотрена методика FEM с использованием кратковременной динамики и учетом больших деформаций.

Рис. 4 описывает удар твердого тела по многослойной композитной пластине. Вводя обычные равнодействующие напряжения и моменты ($N_x, N_y, N_{xy}, M_x, M_y, M_{xy}, Q_x, Q_y$), определяющее уравнение ламината можно представить в следующем виде:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ Q \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & 0 \\ B^T & D & 0 \\ 0 & 0 & F \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \\ \gamma \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

где $[A]$ – матрица жесткости на растяжение; $[B]$ – матрица связи на изгиб-растяжение; $[D]$ – матрица жесткости на изгиб; $[F]$ – жесткость на поперечный сдвиг.

Определяющее уравнение динамического поведения конструкций задается принципом Гамильтона. Поскольку он имеет дело с пьезоэлектрическим континуумом, лагранжиан должным образом адаптирован для включения вклада электрического поля помимо вклада механического поля.

Уравнение динамики пластины имеет вид

$$[M] \{\ddot{u}\} + [K] \{u\} = \{F\}, \quad (3)$$

где $[M]$ и $[K]$ – соответственно матрица массы и жесткости композитной пластины. В уравнении (3)

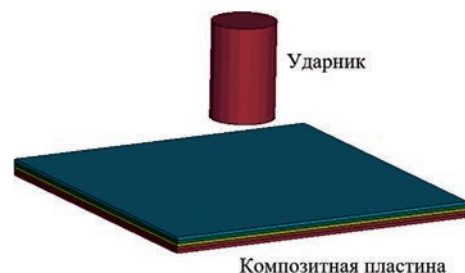


Рис. 4. Удар по пластине из композитного материала

$\{u\}$ и $\{\ddot{u}\}$ — соответственно вектор перемещения и вектор ускорения; $\{F\}$ — эквивалент внешней нагрузки, включающий силу удара [9].

Динамическое уравнение шара (ударника) задается с помощью второго закона Ньютона:

$$m_i \ddot{w}_i = F_c, \quad (4)$$

где m_i — масса шара; \ddot{w}_i — ускорение шара; F_c — контактная сила.

Рассматривается контакт между сферическим шаром из изотропного материала и многослойной композитной пластиной-мишенью, содержащей N тонких поперечных слоев. Место контакта — центр пластины.

Сила контакта между ударником и пластиной для нагружения рассчитывается с использованием модифицированного нелинейного закона вдавливания Герца, предложенного Тэмом и Саном:

$$F = k\alpha^{3/2}, \quad (5)$$

где α — отступ, k — константа контакта Герца.

Для пластины α определяется следующим уравнением:

$$\alpha(t) = w_i(t) - w_s(t), \quad (6)$$

где $w_i(t)$ и $w_s(t)$ — смещение ударника и смещение точки удара по срединной поверхности пластины.

Нелинейное уравнение, полученное из уравнений (2)–(5), решается итерационной процедурой с использованием метода Ньютона–Рафсона.

ФЕМ используется для моделирования и анализа влияния выбора материала, его структуры на упругие характеристики и механическое поведение композитных материалов. Предварительное сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными явно показало, что численное моделирование процесса удара отражает основные аспекты физических явлений, предоставляя еще больше информации о поведении различных составляющих мишени при ударе. При моделировании ударных повреждений учитываются основные механизмы повреждения (внутри- и межслойное разрушение).

Анализ разрушения слоистых композитов обычно основан на рассмотрении напряжений в каждом слое. При анализе разрушения слоистых композитов были разработаны различные теории, основанные на нормальной прочности пластины и прочности на сдвиг. Напряжения, действующие на пластинку, разлагаются на нормальные и касательные напряжения в местных осях. Среди всех критериев разрушения композитных материалов наибольшее распространение получили критерии Цай–Ву, Чанга–Чанга и Хашина. Эти три критерия разрушения основаны на главных напряжениях и применимы как в двух, так и в трех измерениях. Критерий Цай Ву прост в

использовании, но может быть неточным в некоторых случаях. Критерий Чанга–Чанга более точен, но сложнее в применении. Критерий Хашимото является наиболее точным, но и самым сложным в применении. Приведем трехмерные критерии разрушения для композитов, предложенные Хашином [20].

Разрушение волокна при растяжении:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_p}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1. \quad (7)$$

Разрушение волокна при сжатии:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_p}\right)^2 \geq 1. \quad (8)$$

Разрушение матрицы при растяжении:

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_p}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1. \quad (9)$$

Разрушение матрицы при сжатии:

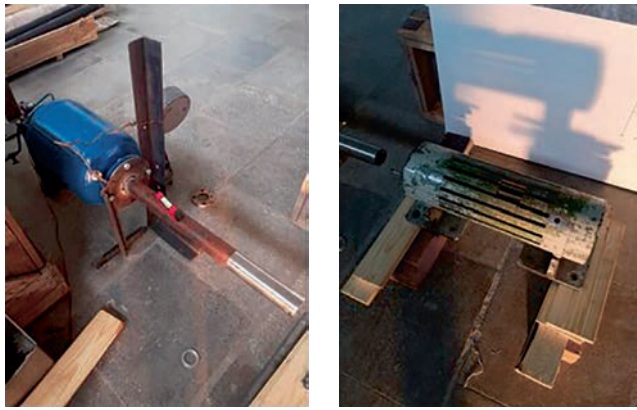
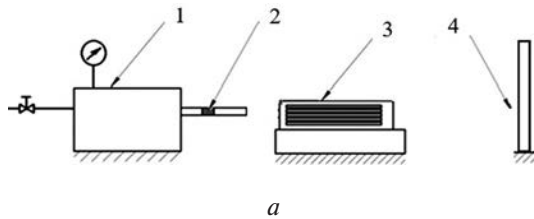
$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1. \quad (10)$$

Используются следующие обозначения: σ_{11} , σ_{22} , σ_{33} — тензор эффективных напряжений в соответствующем направлении; σ_{12} , σ_{13} , σ_{23} — касательное напряжение; X_p , X_c , Y_p , Y_c — прочность волокна на растяжение, прочность волокна на сжатие, прочность матрицы на растяжение и прочность матрицы на сжатие соответственно; S_{12} , S_{13} , S_{23} — прочность на сдвиг.

4. Эксперименты и численное моделирование деформирования композитной многослойной пластины при воздействии льда

Для изучения образования дефектов и оценки диссипации энергии при низкоскоростном взаимодействии ударника и композитного материала в ИТПМ СО РАН была создана лабораторная баллистическая установка. Схема экспериментальной лабораторной баллистической установки показана на рис. 5,а.

Установка состоит из пневмогенератора 1 и баллистического ствола 2 (рис. 5,б), отсекающего газовой струи 3 (рис. 5,в) и целевой системы 4 (используется для крепления композитных панелей). Последовательность проведения эксперимента следующая. В пневмогенераторе 1 создается необходимое давление, в баллистический ствол 2



б

в

Рис. 5. Схема экспериментальной установкам(а); пневмогенератор (б); отсекаль газовой струи (в)

устанавливается метаемое тело. Далее производится выстрел по композитной панели 4. Отсекатель газовой струи 3 предотвращает воздействие толкающего газа на композитную конструкцию.

В табл. 2 приведены характеристики материала композитных слоев Toray T800 (плотностью 2700 кг/м³) из углеродного однонаправленного волокна со схемой укладки слоев [0/45/90/-45]_s [21]. Толщина слоя составляет 0,2 мм. Материал Toray T800 широко используется в аэрокосмической отрасли, например в конструкции фюзеляжа самолетов Boeing 787 и Boeing 777.

Композитные пластины имели размеры 200 × 200 мм и состояли из 8, 12 или 20 слоев. Общая толщина пластин варьировалась от 1,6 до 4,0 мм. Результаты эксперимента, представленные в табл. 3, демонстрируют наличие области разрушения в композите при ударе ледяной сферой массой 0,033–0,041 кг со скоростью 60,29–102,37 м/с.

Модель льда, проверенная в разделе 2 статьи, использована при моделировании ударного воздействия на многослойную композитную пластину.

Для моделирования композитной пластины были использованы 8-узловые конечные элементы с единой точкой интегрирования и контролем паразитных мод. Пластина крепилась жестко по ее границе, для импактора задавалась скорость, которая соответствовала скорости частицы града, измеренной в эксперименте. Для композитных слоев пластины была выбрана модель материала *MAT_COMPOSITE_FAILURE_SOLID_MODEL (*MAT_059_SOLIDS) с соответствующими свойствами, как в эксперименте (см. табл. 2). Контакт между слоями ламината был установлен с помощью контактного алгоритма LS-DYNA *CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIE-BREAK, значения межслоевой прочности задавались между всеми слоями композита. В контактном алгоритме при моделировании учитывалось расслоение слоев. В качестве критерия задавалось значение напряжения разрушения для каждого конкретного материала.

LS-DYNA вычисляет напряжения и деформации в связующем и волокнах композита, что позволяет определить типы повреждений композитных материалов. В модели материала *MAT_059_SOLIDS существует восемь различных режимов разрушения, основанных на критерии Хашина. Часть из них приведена выше в виде формул (7)–(10). В LS-DYNA для лучшего представления зон разрушения применяются переменные истории повреждений (DHV – Damage History Variables). DHV № 1–8 для *MAT_059_SOLID отображаются в окне LS – PrePost после 5 мкс с момента удара градины о пластину для сравнения повреждений, инициированных в каждом слое. Переменная DHV №1 описывает разрушение в продольном направлении волокна по напряжениям, переменная № 2 – в поперечном направлении волокна, а № 4 – расслоение.

Если за время моделирования удара льда напряжение достигает критического значения прочности, то повреждение накапливается, значение напряжения далее не уменьшается. Результатом отображения значений переменных DHV является процент целостности (неповрежденного) слоя. Поэтому считается, что слой поврежден, если одна из измеренных DHV в слое равна нулю после 5 мкс с момента удара градины о пластину. Значение DHV равное 1 соответствует неповрежденному слою.

Таблица 2

Свойства материала углеродно-эпоксидной пластины Toray 800/3900 [21]

Модуль Юнга			Модули сдвига			Коэффициент Пуассона			Прочность при растяжении и сжатии		
E_{11} , ГПа	E_{22} , ГПа	E_{33} , ГПа	G_{12} , ГПа	G_{13} , ГПа	G_{23} , ГПа	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	X_t , МПа	X_c , МПа	Y_c , МПа
160	8,97	8,97	6,21	6,21	3,45	0,28	0,28	0,36	2843	1553	166

Пример иллюстрации переменных истории приведен на рис. 6: переменная № 1 (рис. 6,а); переменная № 4 (рис. 6,б) во втором слое композитной пластины. Скорость частицы града составила 80,71 м/с.

Проведен анализ численного моделирования удара частицей града по пяти композитным пластинам. Анализ результатов расчета переменных истории повреждений каждого слоя пластин в каждой конфигурации и результаты эксперимента представлены в табл. 3.

Из табл. 3 видно, что существует хорошее согласование между результатами моделирования и эксперимента. Это еще раз подтверждает разумность моделирования материала льда и композитных материалов в среде LS-DYNA. Таким образом, показан подход к обоснованному выбору и заданию механических свойств льда как материала в расчетной модели, что позволяет моделировать воздействие льда на композитную панель и оценивать поведение композитных конструкций под воздействием ударных нагрузок.

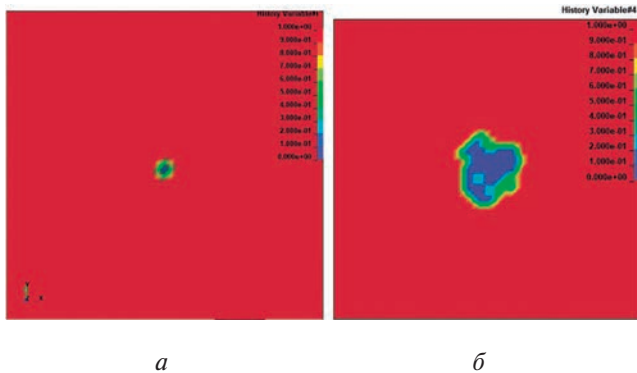


Рис. 6. Область повреждения в композитной пластине после удара частицей града со скоростью 80,71 м/с: а – разрушение напряжения в продольном направлении; б – расслоение

Выводы

Повреждения, вызванные воздействием льда на элементы авиационных конструкций из многослойных слоистых композитов, являются очень сложными и наиболее распространенными. Они проявляются в виде растрескивания матрицы композитного материала, разрушения волокон и расслоения. Возможность прогнозировать возникновение и рост повреждений в композитных материалах имеет решающее значение для авиационных конструкций. Использование имитационного моделирования для исследования ударных повреждений элементов авиационных конструкций из слоистых композитов позволит сократить время и снизить затраты на натурные испытания. Для моделирования и анализа ударных повреждений слоистых композитов частицами льда использовалась среда LS-DYNA.

Задание физико-механических характеристик льда как материала в среде LS-DYNA требует учета зависимости напряжения разрушения от скорости деформации при сжатии, расчета давления льда с помощью уравнения состояния. Для корректного подбора числовых значений упругих характеристик льда необходимо провести вычислительный эксперимент для настройки модели материала. В качестве обоснования предложенной модели льда в данной работе приведены численные результаты расчета, сопоставленные с данными эксперимента. Показано хорошее согласование результатов. Для более реалистичного моделирования поведения ледяной частицы предложено использовать метод SPH. Обосновывается выбор данного подхода.

Представлены результаты испытаний воздействия градины на композитную панель в лаборатории ИТПМ СО РАН. Варьировались масса частицы и скорость удара. Приведено описание модели композитной пластины в среде LS-DYNA для решения задачи контакта с выбором критерия разрушения Хашина как для двухмерного, так и

Таблица 3

Сравнение результатов моделирования и эксперимента

№	m, кг	V, м/с	Толщина пластины, мм	Повреждения	
				в эксперименте	в численном моделировании
1	0,033	103,67		Выстрел по нержавеющей пластине	Без разрушения
2	0,033	90,18	4	Без внешних изменений	Без разрушения
3	0,034	102,37	2,4	Без внешних изменений	Без разрушения
4	0,041	80,71	2,4	Повреждения в виде расслоения материала	Появление расслоения и обрыв волокон
5	0,041	69,35	4	Без внешних изменений	Без разрушения
6	0,040	60,29	1,6	Повреждения в виде расслоения материала	Появление расслоения и обрыв волокон

для трехмерного случая. Приведено сравнение результатов шести численных расчетов с результатами эксперимента. Показана зона разрушения в композите при ударе градиной различной массы и скорости. Результаты расчета хорошо согласуются с данными эксперимента.

Список источников

1. *Roeseler W.G., Sarh B., Kismarton M.U.* Composite Structures: The First 100 Years // 16th International Conference on Composite Materials (8–13 July 2007; Kyoto, Japan).
2. *Arias Á., López-Puente J., Loya J.A.* et al. Analysis of high-speed impact problems in the aircraft industry // *Constitutive Relations under Impact Loadings*. 2014. Vol. 552, pp. 137–207.
3. *Pernas-Sánchez J., Pedroche D.A., Varas D.* et al. Numerical modeling of ice behavior under high velocity impacts // *International Journal of Solids and Structures*. 2012. Vol. 49. No. 14, pp. 1919–1927. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2012.03.038
4. *McQuigg T.D., Kapania R.K., Scotti S.J., Walker S.P.* Compression after impact experiments on thin face sheet honeycomb core sandwich panels // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2014. Vol. 51. No. 1, pp. 253–266. DOI: 10.2514/1.A32427
5. *Farooq U., Gregory K.* Finite element simulation of low velocity impact damage morphology in quasi-isotropic composite panels under variable shape impactors // *European Journal of Scientific Research*. 2009. Vol. 25. No. 4, pp. 636–648.
6. *Alves M., Chaves C.E., Birch R.S.* Impact on aircraft // 17th International Congress of Mechanical Engineering (10–14 November 2003; So Paulo, SP).
7. *Митряйкин В.И., Закиров Р.Х., Беззаметнов О.Н., Носов Д.А., Кротова Е.В.* Неразрушающий контроль ударных и пулевых повреждений композиционных конструкций // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 1. С. 227–239. DOI: 10.34759/vst-2023-1-227-239.
8. *Render P.M., Pan H.* Experimental studies into hail impact characteristics // *Journal of Propulsion and Power*. 1995. Vol. 11. No. 6, pp. 1224–1230. DOI: 10.2514/3.23961
9. *Lavoie M.-A., Nejad Ensan M., Gakwaya A.* Development of an efficient numerical model for hail impact simulation based on experimental data obtained from pressure sensitive film // *Mechanics Research Communications*. 2011. Vol. 38. No. 1, pp. 72–76. DOI: 10.1016/j.mechrescom.2010.07.014
10. *Kim H., Kedward K.T.* Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structures // *AIAA Journal*. 2000. Vol. 38. No. 7, pp. 1278–1288. DOI: 10.2514/2.1099
11. *Meo M., Morris A.J., Vignjevic R., Marengo G.* Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel // *Composite Structures*. 2003. Vol. 62. No. 3–4, pp. 353–360. DOI: 10.1016/j.compstruct.2003.09.035
12. *Appleby-Thomas G.J., Hazell P.J., Dahini G.* On the response of two commercially-important CFRP structures to multiple ice impacts // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93. No. 10, pp. 2619–2627. DOI: 10.1016/j.compstruct.2011.04.029
13. *Lavoie M.-A., Gakwaya A., Richard M.J.* et al. Numerical and experimental modeling for bird and hail impacts on aircraft structure // In: Proulx T. (ed) *Structural Dynamics*. 2011. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. Springer, New York, NY. Vol. 3, pp. 1403–1410. DOI: 10.1007/978-1-4419-9834-7_123
14. *Olsson R., Juntikka R., Asp L.E.* High velocity hail impact on composite laminates – Modelling and Testing // In: Abrate S., Castanié B., Rajapakse Y. (eds) *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*. Solid Mechanics and Its Applications. 2013. Vol 192, pp. 393–426. Springer, Dordrecht. DOI: 10.1007/978-94-007-5329-7_9
15. *Pernas-Sánchez J., Artero-Guerrero J.A., Varas D., López-Puente J.* Experimental analysis of ice sphere impacts on unidirectional carbon/epoxy laminates // *International Journal of Impact Engineering*. 2016. Vol. 96, pp. 1–10. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2016.05.010
16. *Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиулин В.И., Марковцев В.А., Шаныгин А.Н.* Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 4. С. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
17. *Schulson E.M.* Brittle failure of ice // *Engineering Fracture Mechanics*. 2001. Vol. 68. No. 17–18, pp. 1839–1887. DOI: 10.1016/S0013-7944(01)00037-6
18. *Anghileri M., Castelletti L.-M.L., Invernizzi F., Mascheroni M.* A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes // *International Journal of Impact Engineering*. 2005. Vol. 31. No. 8, pp. 929–944. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2004.06.009
19. *Carney K.S., Benson D.J., DuBois P., Lee R.* A phenomenological high strain rate model with failure for ice // *International Journal of Solids and Structures*. 2006. Vol. 43. No. 25–26, pp. 7820–7839. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.04.005
20. *Hashin Z.* Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites // *Journal of Applied Mechanics*. 1980. Vol. 47. No. 2, pp. 329–334. DOI: 10.1115/1.315366421.
21. *Tong L., Soutis C.* (eds) *Recent Advances in Structural Joints and Repairs for Composite Materials*. - Dordrecht, Springer Netherlands, 2003, 254 p.

References

1. Roeseler W.G., Sarh B., Kismarton M.U. *Composite Structures: The First 100 Years. 16th International Conference on Composite Materials (8-13 July 2007; Kyoto, Japan)*.
2. Arias Á., López-Puente J., Loya J.A. et al. Analysis of high-speed impact problems in the aircraft industry. *Constitutive Relations under Impact Loadings*, 2014, vol. 552, pp. 137–207.
3. Pernas-Sánchez J., Pedroche D.A., Varas D. et al. Numerical modeling of ice behavior under high velocity impacts. *International Journal of Solids and Structures*, 2012, vol. 49, no. 14, pp. 1919–1927. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2012.03.038
4. McQuigg T.D., Kapania R.K., Scotti S.J., Walker S.P. Compression after impact experiments on thin face sheet honeycomb core sandwich panels. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51, no. 1, pp. 253–266. DOI: 10.2514/1.A32427
5. Farooq U., Gregory K. Finite element simulation of low velocity impact damage morphology in quasi-isotropic composite panels under variable shape impactors. *European Journal of Scientific Research*, 2009, vol. 25, no. 4, pp. 636–648.
6. Alves M., Chaves C.E., Birch R.S. Impact on aircraft. *17th International Congress of Mechanical Engineering (10-14 November 2003; So Paulo, SP)*.
7. Render P.M., Pan H. Experimental studies into hail impact characteristics. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, vol. 11, no. 6, pp. 1224–1230. DOI: 10.2514/3.23961
8. Render P.M., Pan H. Experimental studies into hail impact characteristics. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, vol. 11, no. 6, pp. 1224–1230. DOI: 10.2514/3.23961
9. Lavoie M.-A., Nejad Ensan M., Gakwaya A. Development of an efficient numerical model for hail impact simulation based on experimental data obtained from pressure sensitive film. *Mechanics Research Communications*, 2011, vol. 38, no. 1, pp. 72–76. DOI: 10.1016/j.mechrescom.2010.07.014
10. Kim H., Kedward K.T. Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structures. *AIAA Journal*, 2000, vol. 38, no. 7, pp. 1278–1288. DOI: 10.2514/2.1099
11. Meo M., Morris A.J., Vignjevic R., Marengo G. Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel. *Composite Structures*, 2003, vol. 62, no. 3–4, pp. 353–360. DOI: 10.1016/j.compstruct.2003.09.035
12. Appleby-Thomas G.J., Hazell P.J., Dahini G. On the response of two commercially-important CFRP structures to multiple ice impacts. *Composite Structures*, 2011, vol. 93, no. 10, pp. 2619–2627. DOI: 10.1016/j.compstruct.2011.04.029
13. Lavoie M.-A., Gakwaya A., Richard M.J. et al. Numerical and experimental modeling for bird and hail impacts on aircraft structure. In: Proulx T. (ed) *Structural Dynamics. 2011. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. Springer, New York, NY*. Vol. 3, pp. 1403–1410. DOI: 10.1007/978-1-4419-9834-7_123
14. Olsson R., Juntikka R., Asp L.E. High velocity hail impact on composite laminates – Modelling and Testing. In: Abrate S., Castanié B., Rajapakse Y. (eds) *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures. Solid Mechanics and Its Applications*, 2013, vol. 192, pp. 393–426. Springer, Dordrecht. DOI: 10.1007/978-94-007-5329-7_9
15. Pernas-Sánchez J., Artero-Guerrero J.A., Varas D., López-Puente J. Experimental analysis of ice sphere impacts on unidirectional carbon/epoxy laminates. *International Journal of Impact Engineering*, 2016, vol. 96, pp. 1–10. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2016.05.010
16. Bezzametnov O.N., Mitryaikin V.I., Khaliulin V.I., Markovtsev V.A., Shanygin A.N. Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
17. Schulson E.M. Brittle failure of ice. *Engineering Fracture Mechanics*, 2001, vol. 68, no. 17–18, pp. 1839–1887. DOI: 10.1016/S0013-7944(01)00037-6
18. Anghileri M., Castelletti L.-M.L., Invernizzi F., Mascheroni M. A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes. *International Journal of Impact Engineering*, 2005, vol. 31, no. 8, pp. 929–944. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2004.06.009
19. Carney K.S., Benson D.J., DuBois P., Lee R. A phenomenological high strain rate model with failure for ice. *International Journal of Solids and Structures*, 2006, vol. 43, no. 25–26, pp. 7820–7839. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.04.005
20. Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, vol. 47, no. 2, pp. 329–334. DOI: 10.1115/1.3153664
21. Tong L., Soutis C. (eds) *Recent Advances in Structural Joints and Repairs for Composite Materials*. Dordrecht, Springer Netherlands, 2003, 254 p.

Статья поступила в редакцию 18.09.2023; одобрена после рецензирования 26.10.2023; принята к публикации 27.10.2023.

The article was submitted on 18.09.2023; approved after reviewing on 26.10.2023; accepted for publication on 27.10.2023.