

ДИССЕРТАЦИЯ на соискание академической степени МАГИСТРА

Тема: Разработка методики КЭ моделирования и исследования процессов разрушения композитных панелей, используемых в самолетостроении

Направление: 150300 – Прикладная механика

Магистерская программа: 151600.68.01 – Вычислительная механика

Выполнила студентка гр. 63602/1

Руководитель, к.т.н., проф.

Соруководитель, асс.

А.П. Давлечина

А.И. Боровков

О.И. Клявин

Консультанты:

По истории механики, к.ф.-м.н., проф.

По вопросам охраны труда, к.т.н., доц.

Б.А. Смольников

В.В. Монашков



Содержание

Введение

Глава 1. Постановка задачи

- 1.1. Особенности ударных воздействий на композиционный материал
- 1.2. Постановка задачи

Глава 2. Обзор существующих методов численного моделирования разрушения слоистых композитов

- 2.1. Модели материала композита
 - 2.1.1. Модели внутрислойного разрушения композита
 - 2.1.2. Модели межслойного разрушения в композите
- 2.2. Выбор типа КЭ для описания материала композита
- 2.3. Описание контактного взаимодействия в модели композитной панели и ударника

Глава 3. Разработка методики КЭ моделирования и исследования процессов разрушения в композитных панелях, используемых в самолетостроении

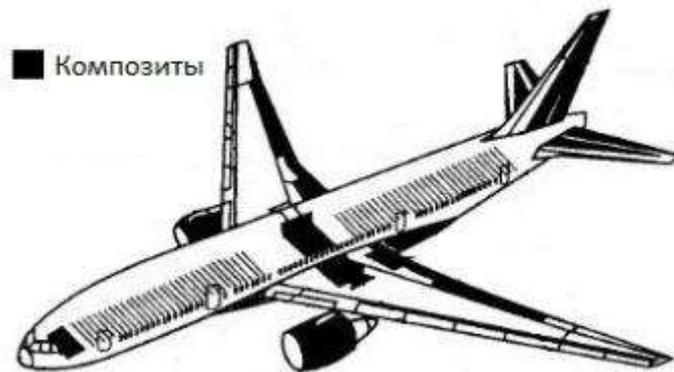
- 3.1. Общие сведения о модуле Abaqus/Explicit
- 3.2. Моделирование композитной панели
- 3.3. Моделирование ударника

Глава 4. Верификация разработанной методики КЭ моделирования и исследования процессов разрушения в композитных панелях, используемых в самолетостроении

- 4.1. Сравнение оболочечной и пространственной оболочечной постановок
- 4.2. Исследование процессов разрушения композитной панели по стандарту ASTM D7136

Заключение

Введение: КМ в авиапромышленности



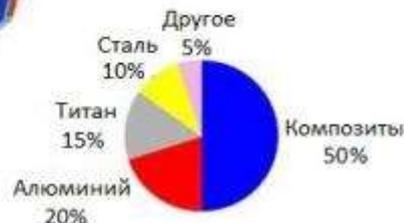
Доля КМ в самолете Boeing 777

Достоинства применения КМ:

- Снижение веса деталей;
- Увеличение прочности, жесткости, сопротивления коррозии, износостойкости, и др.

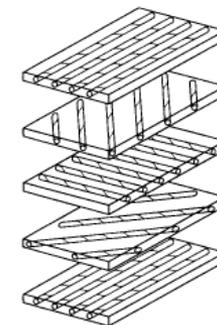


- Композиты
- Углеродистый пластик
- Стекловолокно
- Алюминий
- Алюминий/сталь/титан



Доля КМ в самолете Boeing 787

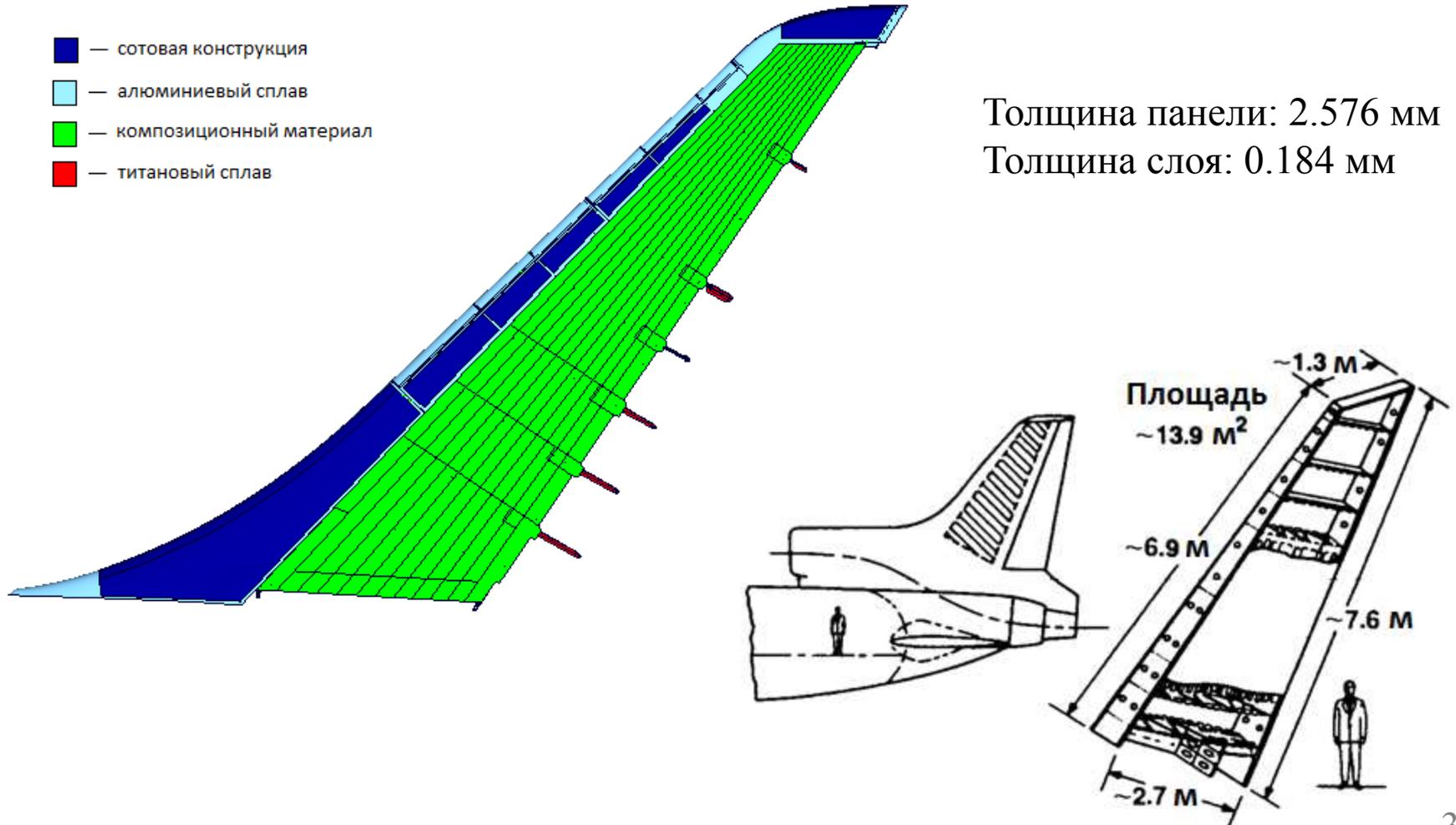
В основном используются слоистые КМ (ламинаты) с однонаправленными слоями



Концептуальная модель вертикального хвостового оперения самолета

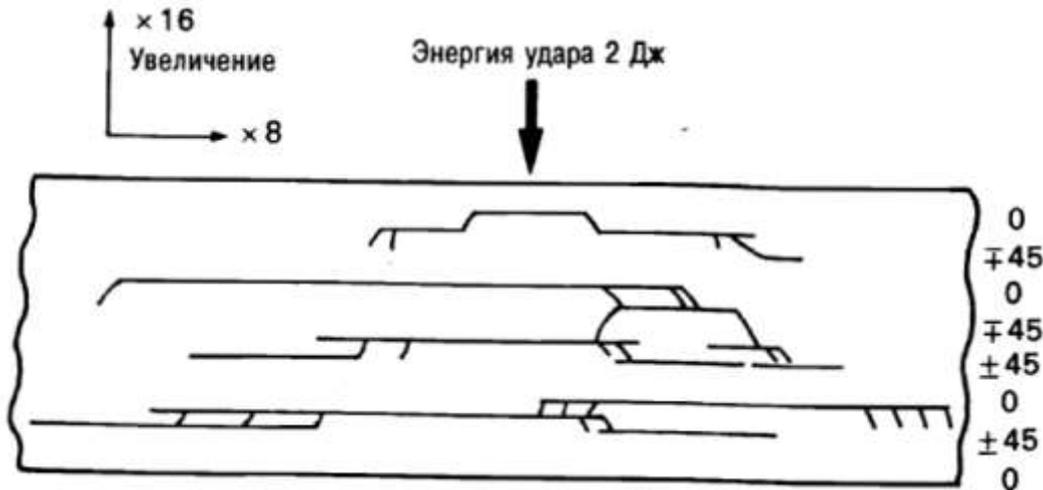
- — сотовая конструкция
- — алюминиевый сплав
- — композиционный материал
- — титановый сплав

Толщина панели: 2.576 мм
Толщина слоя: 0.184 мм



Основные типы разрушений в КМ

- Разрушение матрицы
 - Разрушение волокон
 - Расслоение (матрицы и волокон)
 - Межслойное разрушение
- >
- Существенно снижает жесткость материала;
 - Может возникнуть даже при незначительных ударных воздействиях;
 - Трудно обнаружимо;
 - Возможен рост со временем;



Межслойное разрушение многослойного углепластика после удара падающим грузом

Методики моделирования разрушения КМ

Инженерные

- ✓ Малое время расчета;
- ✓ Разрушение волокон и матрицы композита;

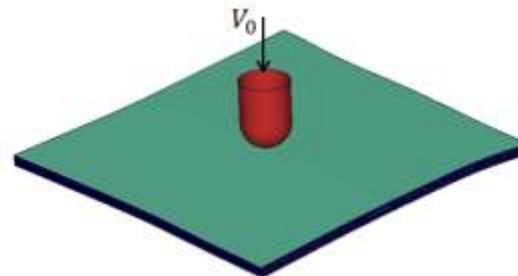
Исследовательские

- ✗ Крайне ресурсоемки;
- ✗ Специфические типы разрушений:
 - расслоение,
 - ✓ - межслойное разрушение,
 - извлечение волокон из матрицы, и др.

Цель работы:

Разработать *инженерную* методику, учитывающую:

- Разрушение волокон;
- Разрушение матрицы;
- Межслойное разрушение.



Abaqus/Explicit

Низкоскоростное
ударное взаимодействие

Построение методики: исследование существующих подходов

- Модели внутрислойного разрушения
 - Критерий начала разрушения
 - Критерий максимального напряжения
 - Критерий Цая-Хилла
 - Критерий Хашина ✓
 - Закон развития разрушения
- Модели межслойного разрушения
 - Техника VCCT
 - Зона предразрушения (CZM)
 - Связующие элементы (Cohesive) ✓
 - Разрушаемый контакт (Cohesive behavior)
- Выбор типа КЭ
 - Оболочечный (Shell)
 - Твердотельный (Solid)
 - Пространственный оболочечный (Continuum Shell, CShell) ✓
- Описание контакта
 - Через общие узлы ✓
 - Связанный контакт (Tie) ✓

Критерий Хашина начала разрушения слоя КОМПОЗИТА

Учитывает 4 различных типа разрушения:

1. Растяжение волокон ($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$): $F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2$,
2. Сжатие волокон ($\hat{\sigma}_{11} < 0$): $F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C}\right)^2$,
3. Растяжение матрицы ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$): $F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2$,
4. Сжатие матрицы ($\hat{\sigma}_{22} < 0$): $F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2$,

где $X^T, X^C, Y^T, Y^C, S^L, S^T$ - пределы прочности на растяжение и сжатие в направлениях X, Y и сдвиг в плоскости слоя (OXY), соответственно;

$\hat{\sigma}_{11}, \hat{\sigma}_{22}, \hat{\tau}_{12}$ – компоненты эффективного тензора напряжений $\hat{\sigma}$.

$$\hat{\sigma} = M\sigma \quad M = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_f} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_s} \end{bmatrix}$$

d_f, d_m, d_s – внутренние переменные разрушения

Модель межслойного разрушения – связующие элементы (CZM)

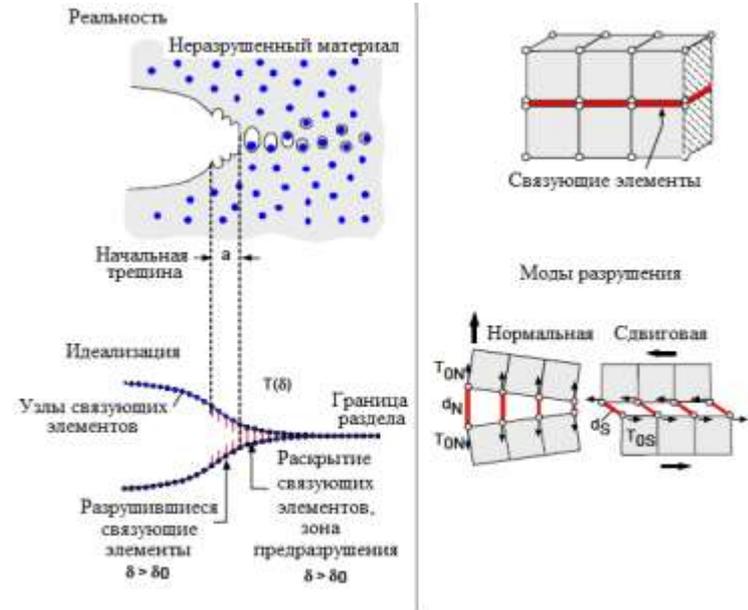


Модель Баренблатта

Толщина элементов ~ 0.01 мм

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1$$

t_n^0, t_s^0, t_t^0 – максимальные значения нормальных (n) и сдвиговых (s, t) напряжений



Представление физических процессов разрушения с помощью связующих элементов

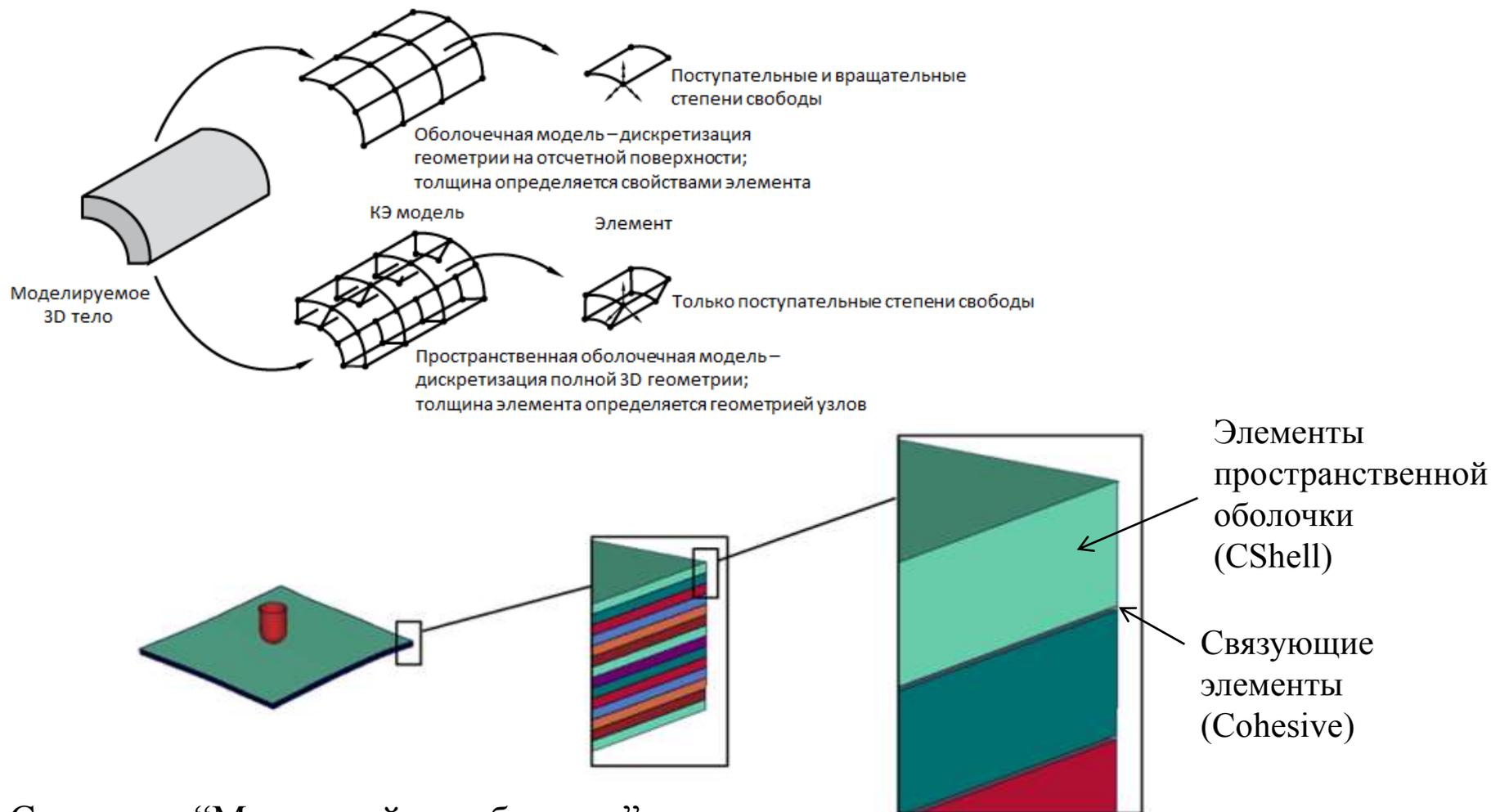
$$t_n = \begin{cases} (1 - D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n, & \text{иначе} \end{cases}$$

$$t_s = (1 - D)\bar{t}_s$$

$$t_t = (1 - D)\bar{t}_t$$

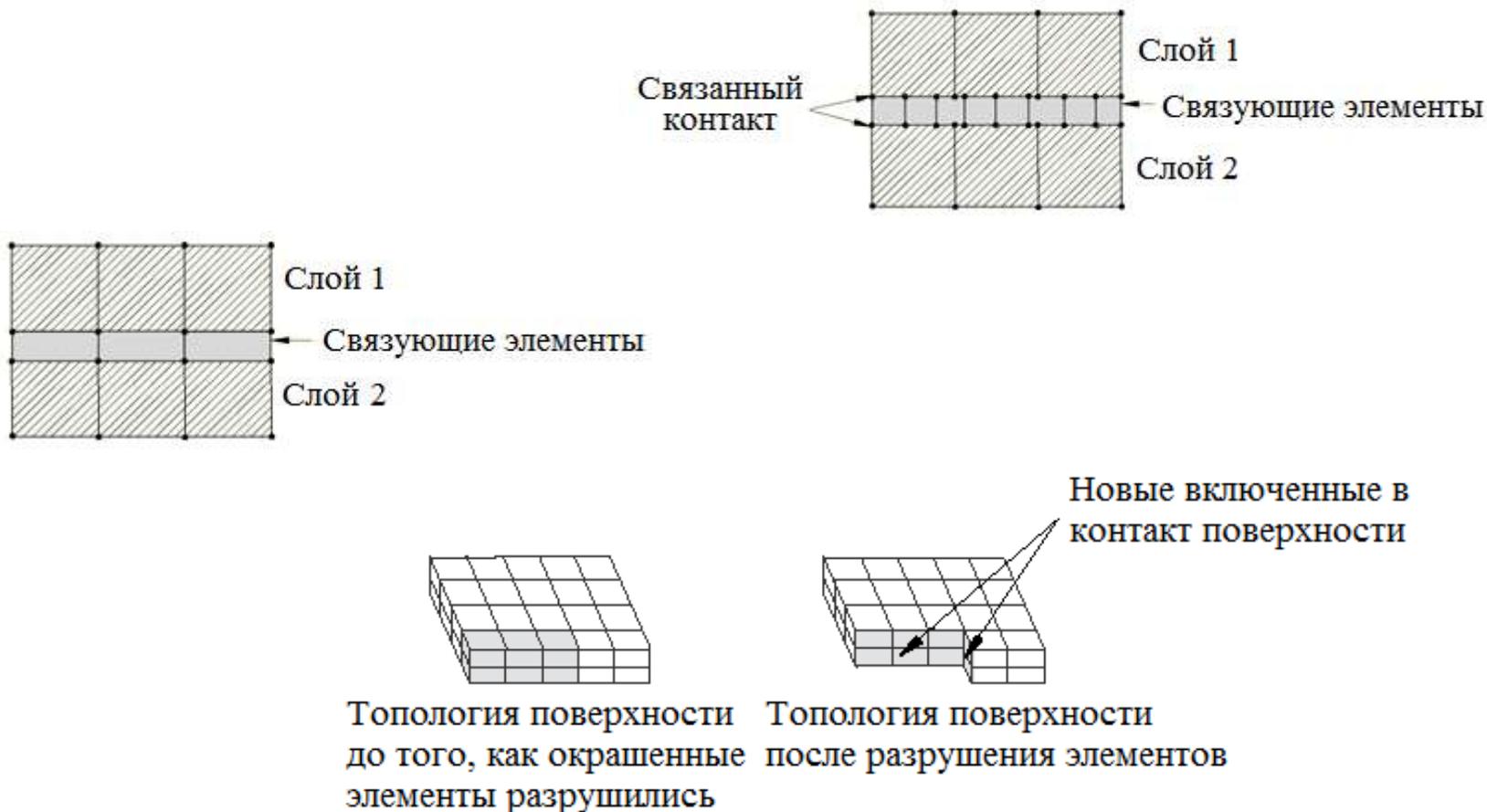
\bar{t}_n, \bar{t}_s и \bar{t}_t – компоненты напряжений, предсказанные упругим законом сила сцепления – раскрытие для текущих деформаций без учета разрушения, D – скалярная переменная разрушения

КЭ типа пространственной оболочки (CShell)

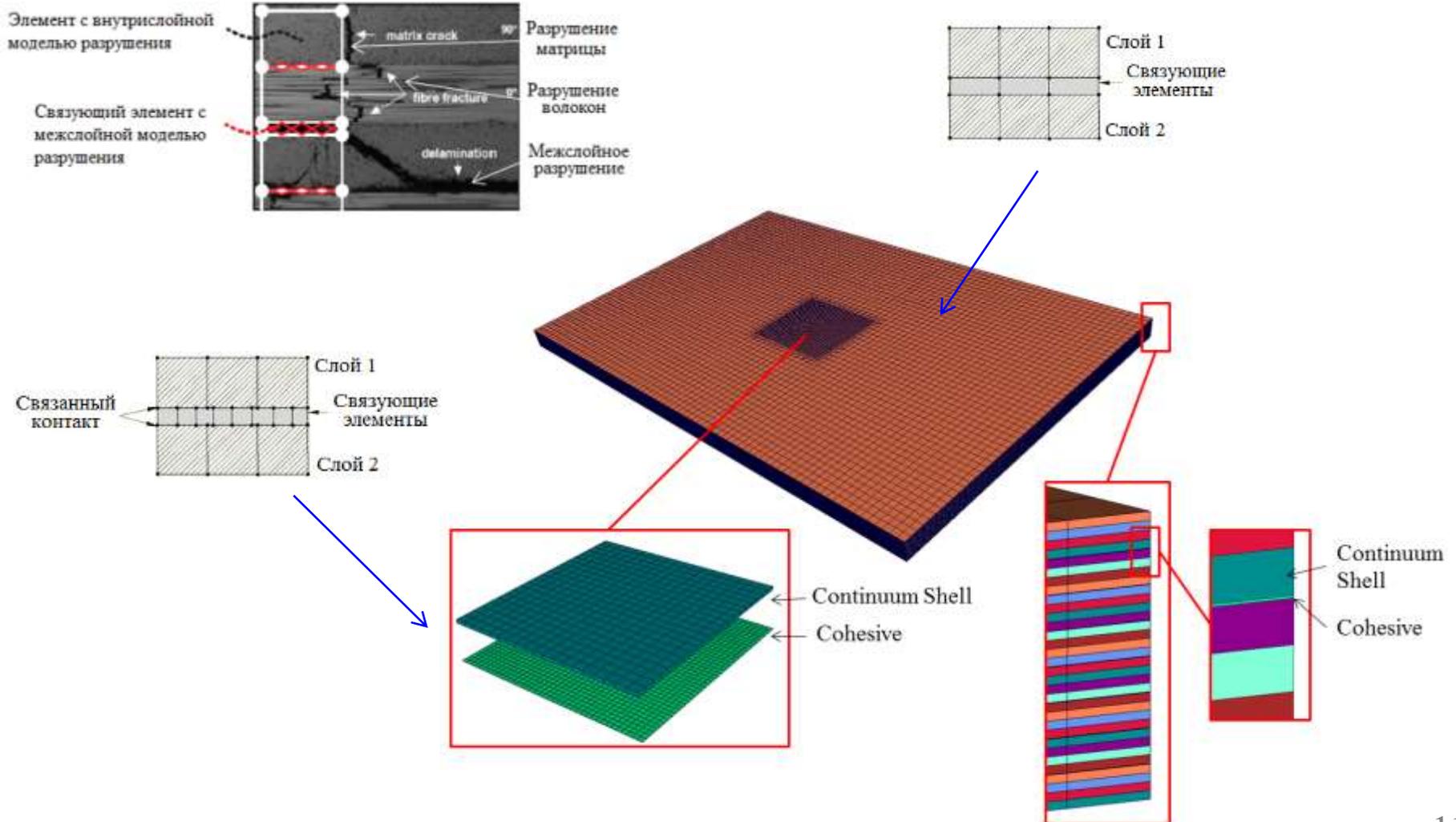


Структура “Многослойная оболочка”
 (“Stacked Shell”)

Описание контакта в модели композитной панели



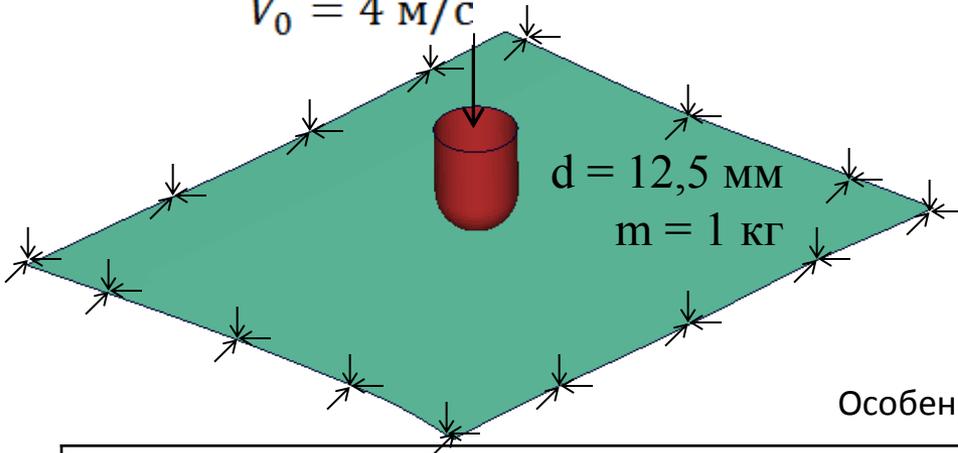
Моделирование композитной панели



Сравнение оболочечной (Shell) и пространственной оболочечной (CShell) постановок

Shell-постановка

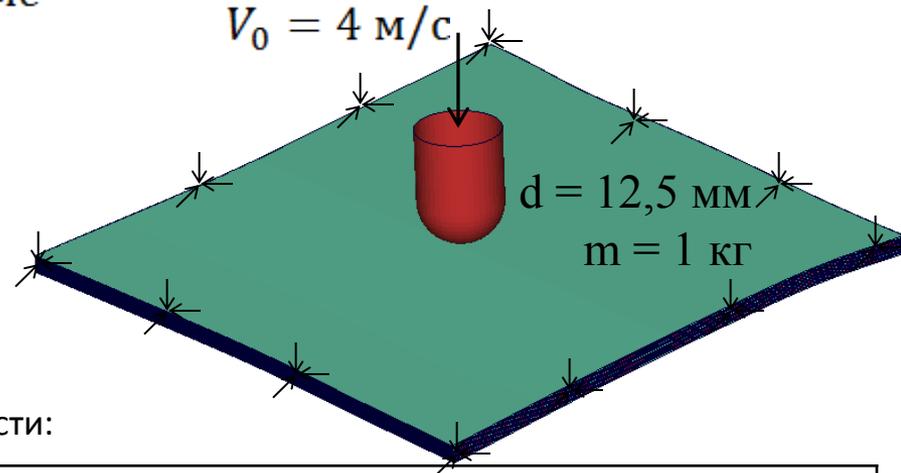
$$V_0 = 4 \text{ м/с}$$



$$t = 5 \text{ мс}$$

CShell-постановка

$$V_0 = 4 \text{ м/с}$$



Особенности:

Элементы типа многослойной оболочки (Shell);	Элементы типа пространственной оболочки (Continuum Shell, CShell);
Возможность разрушения матрицы и волокон каждого слоя;	
Не учитывается процесс <i>развития</i> разрушения – элемент разрушается сразу после достижения критерия <i>начала</i> разрушения	
Разрушение элемента только при разрушении всех слоев КМ в этом элементе;	Разрушение элемента КМ при достижении критерия Хашина;
Не учитывается межслойное разрушение	Учитывается межслойное разрушение посредством связующих элементов типа Cohesive;

Описание материала композитной панели

Композит: M21\34%\UD194\IMA

матрица – эпоксидная смола

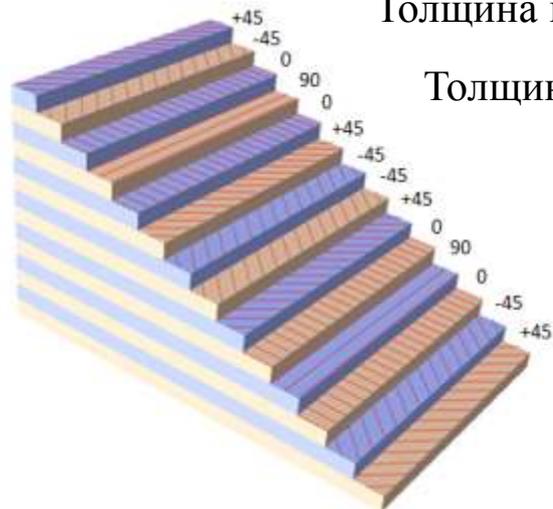
армирование – углеволокно

14 слоев, материал ортотропный

Укладка: (+45,-45,0,90,0,+45,-45)^S

Толщина панели: 2.576 мм

Толщина слоя: 0.184 мм



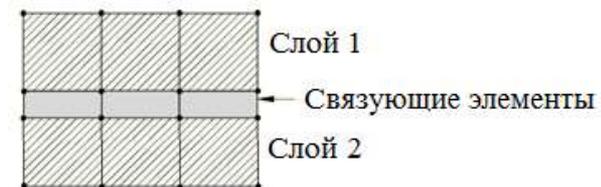
Параметр	Численное значение
ρ , кг/м ³	1660.0
ν_1	0.1
ν_2	0.1
ν_3	0.1
E_1 , МПа	160300.0
E_2 , МПа	7700.0
E_3 , МПа	7700.0
G_{12} , МПа	4800.0
G_{13} , МПа	3500.0
G_{23} , МПа	3500.0
X^T , МПа	2688.0
X^C , МПа	1352.0
Y^T , МПа	49.1
Y^C , МПа	244.0
S^L , МПа	68.0
S^T , МПа	54.0

Свойства связующих элементов

Связующие элементы – Cohesive

Материал имеет свойства матрицы композита

Толщина слоев: 0.007 мм



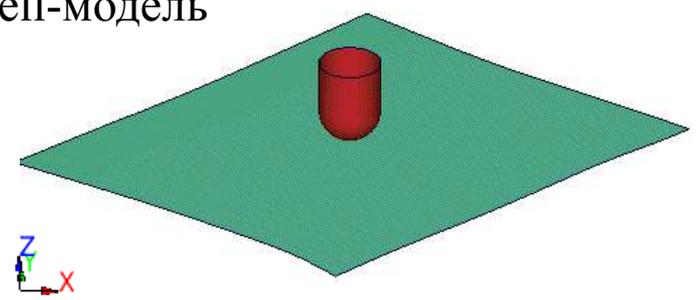
$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1$$

t_n^0, t_s^0, t_t^0 – максимальные значения нормальных (n) и сдвиговых (s, t) напряжений

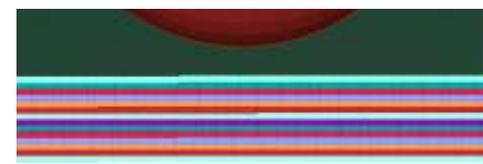
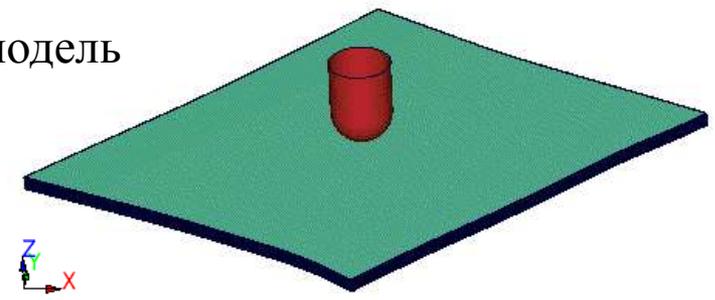
Параметр	Численное значение
t_n^0 , МПа	49.1
t_s^0 , МПа	68.0
t_t^0 , МПа	68.0

КЭ решение задачи

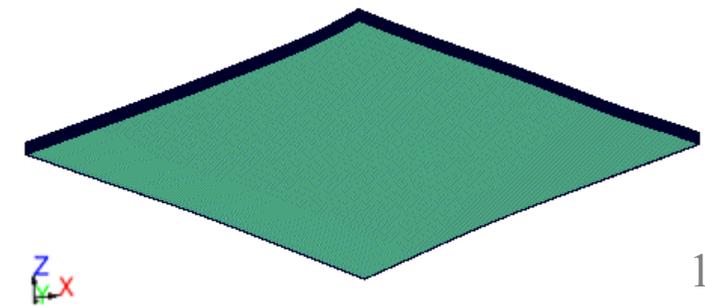
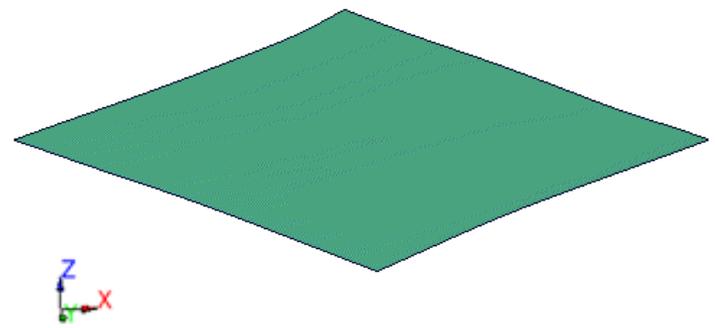
Shell-модель



CShell-модель



Слой связующих элементов: вид снизу

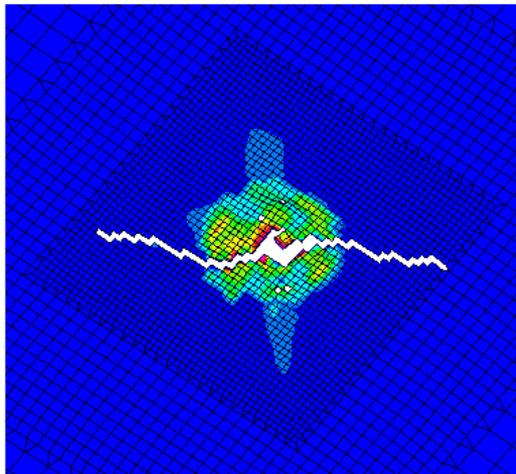


КЭ решение задачи

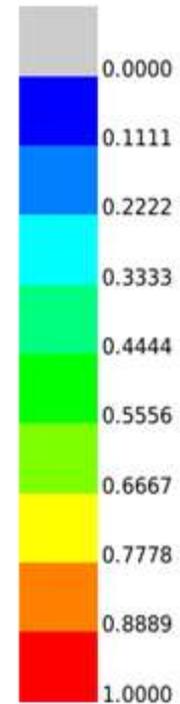
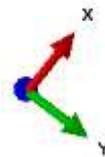
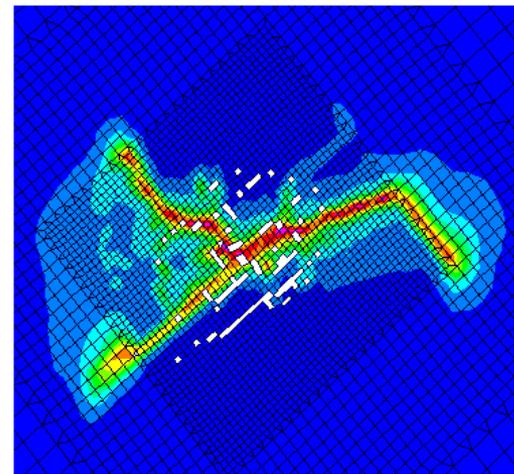
Первый слой панели (+45°)

Критерий Хашина начала разрушения волокон при растяжении:

CShell-модель

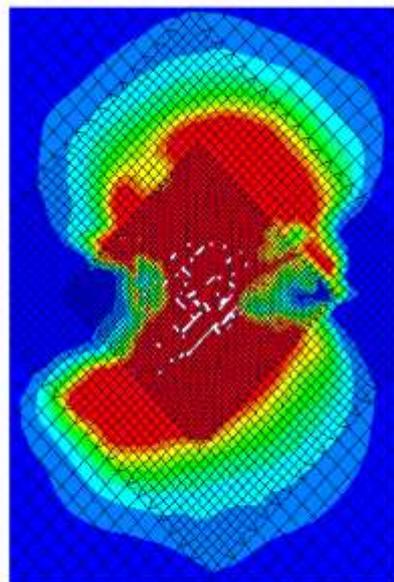


Shell-модель

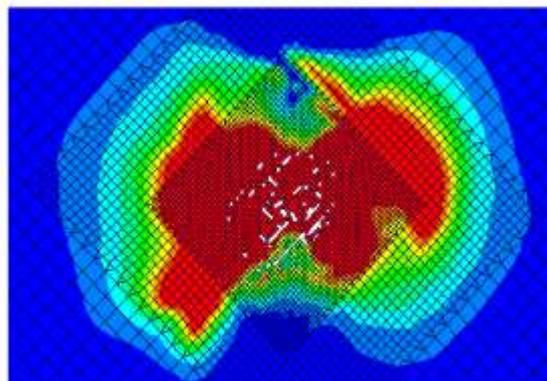


КЭ решение задачи

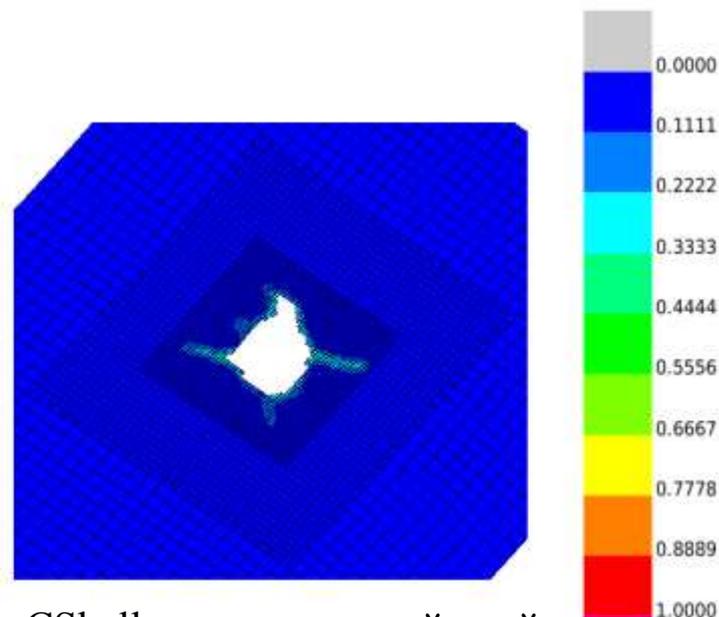
Shell-модель:
первый слой
композиита
(+45°)



Shell-модель:
второй слой
композиита
(-45°)



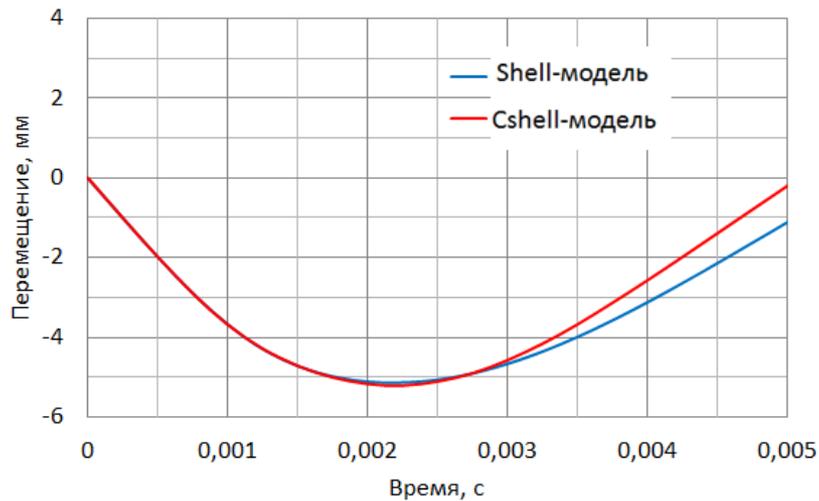
Shell-модель: критерий Хашина начала
разрушения матрицы при растяжении



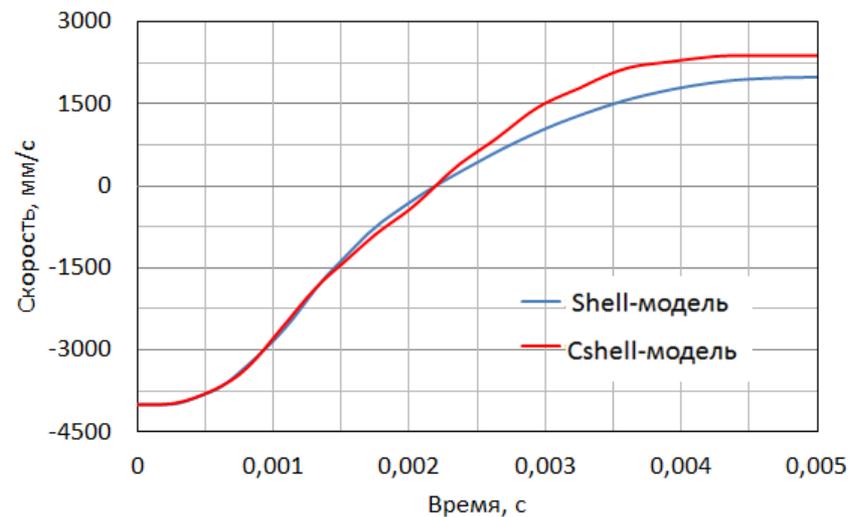
CShell-модель: первый слой
связующих элементов,
квадратичный критерий
разрушения

КЭ решение задачи

Перемещение бойка

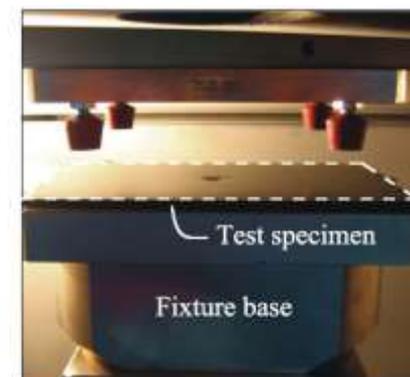
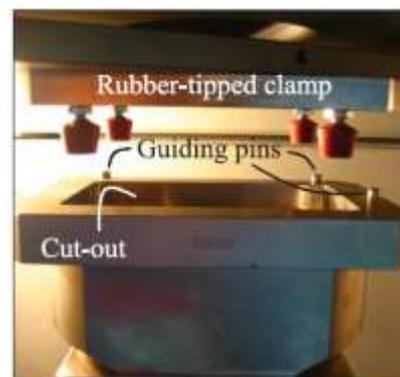
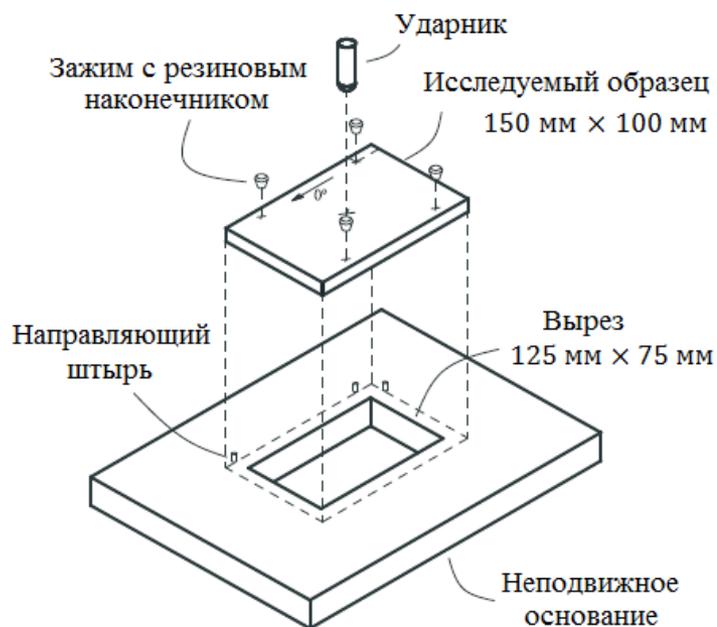
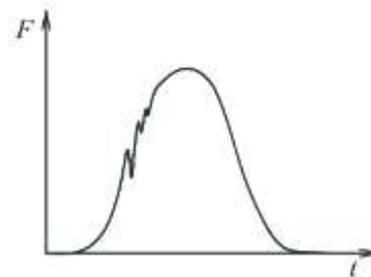


Скорость бойка



Исследование процессов разрушения КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ

Стандарт ASTM D7136



* Gonzalez Juan, "Simulation of Interlaminar and Intralaminar Damage in Polymer-Based Composites for Aeronautical Applications Under Impact Loading"

Исследование процессов разрушения КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ

Композит: Hexply AS4/8552

матрица – эпоксидная смола
армирование – углеволокно

32 слоя, материал ортотропный

Укладка: $[(+45,0,-45,90)_4]^S$

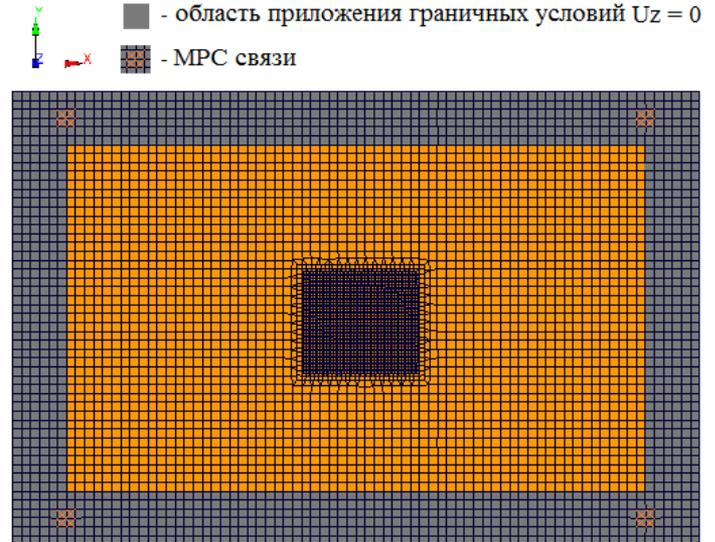
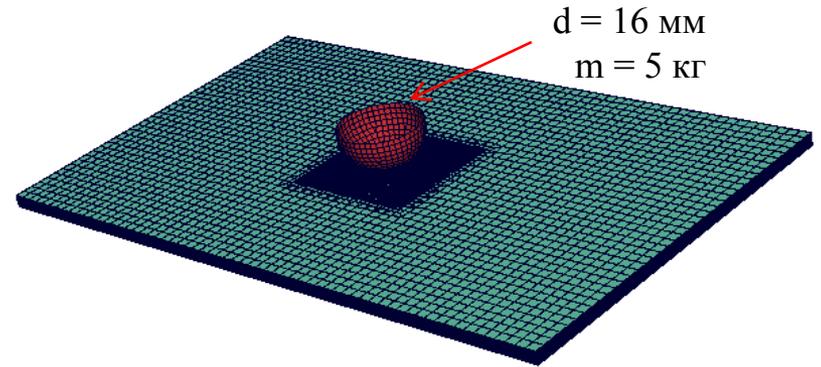
Толщина панели: 5.7 мм

Толщина слоя: 0.178 мм

Параметр	Численное значение
Плотность, кг/мм ³	1590×10^{-9}
Модули Юнга, ГПа	$E_1 = 128.00$ $E_2 = 7.63$ $E_3 = 7.63$
Коэффициенты Пуассона	$\nu_{12} = 0.35$ $\nu_{23} = 0.45$ $\nu_{13} = 0.35$
Модули сдвига, ГПа	$G_{12} = 4.36$ $G_{13} = 4.36$ $G_{23} = 4.36$
Пределы прочности, МПа: волокон при растяжении волокон при сжатии матрицы при растяжении матрицы при сжатии на продольный сдвиг на поперечный сдвиг	$X_t = 2300.00$ $X_c = 1531.00$ $Y_t = 26.00$ $Y_c = 199.80$ $S_L = 78.40$ $S_t = 78.40$
Энергия, рассеиваемая при разрушении, Н/мм: волокон при растяжении волокон при сжатии матрицы при растяжении матрицы при сжатии	$G_{ft} = 81.50$ $G_{fc} = 106.30$ $G_{mt} = 0.28$ $G_{mc} = 0.79$

КЭ постановка задачи

+45°	Слой 1
+45°	Слой 2
+45°	Слой 3
+45°	Слой 4
← 0	Слой связующих элементов 1
0	Слой 5
0	Слой 6
0	Слой 7
0	Слой 8
← 0	Слой связующих элементов 2
-45°	Слой 9
-45°	Слой 10
-45°	Слой 11
-45°	Слой 12
← 90°	Слой связующих элементов 3
90°	Слой 13
.....	И далее до 32 слоя композита и 7 слоя связующих элементов

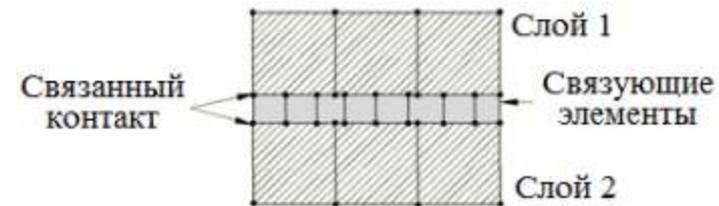


КЭ постановка задачи

Связующие элементы – Cohesive

Материал имеет свойства матрицы композита

Толщина слоев: 0.01 мм



$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1$$

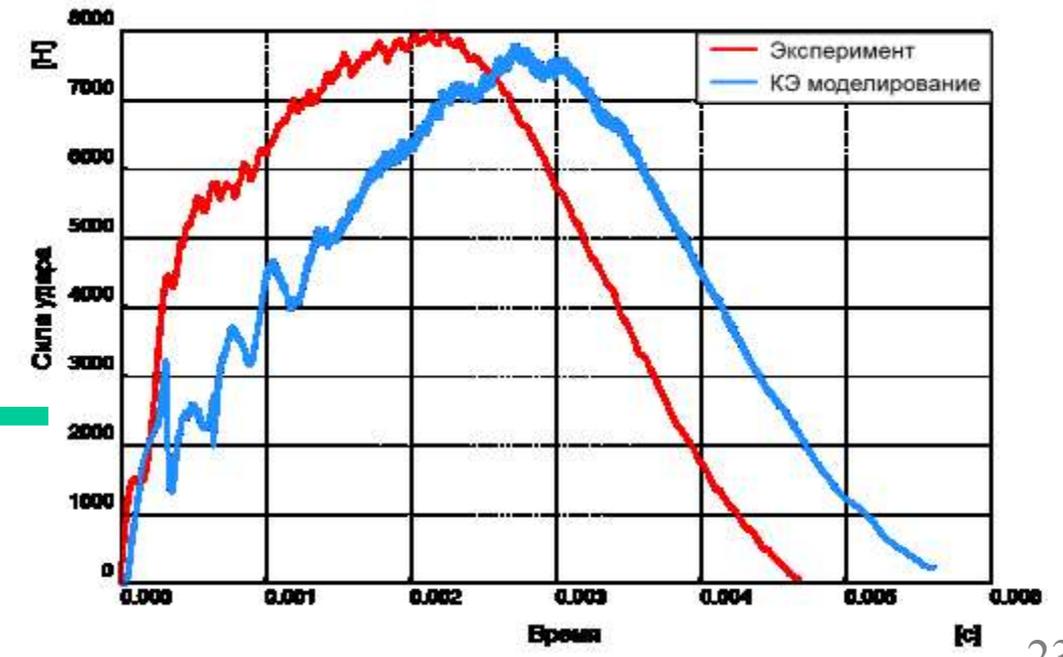
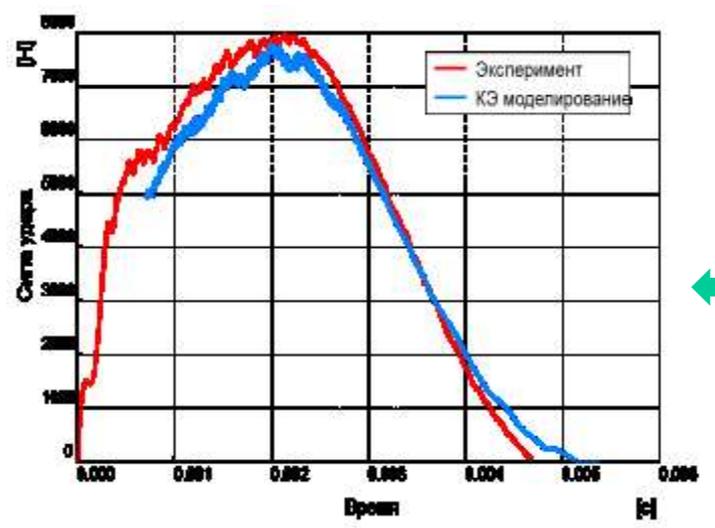
t_n^0, t_s^0, t_t^0 – максимальные значения нормальных (n) и сдвиговых (s, t) напряжений

Параметр	Численное значение
t_n^0 , МПа	26.00
t_s^0 , МПа	78.40
t_t^0 , МПа	78.40
G_{nn} , Н/мм	0.28
G_{ss} , Н/мм	0.79
G_{tt} , Н/мм	0.79

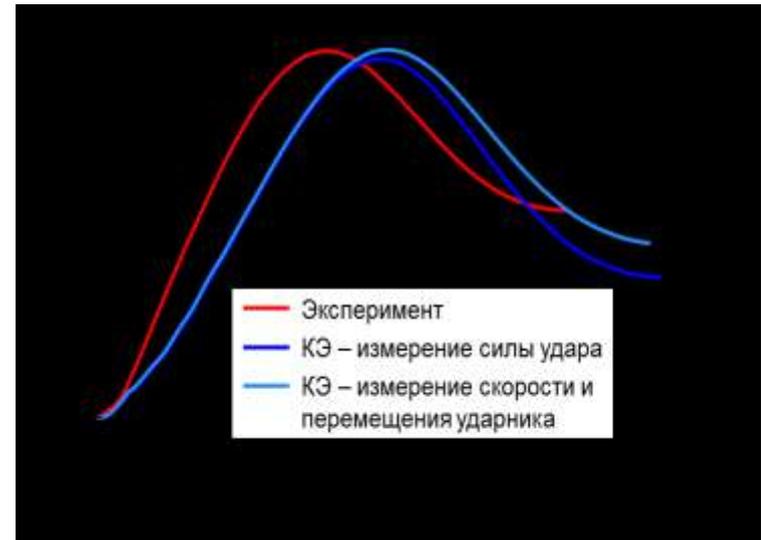
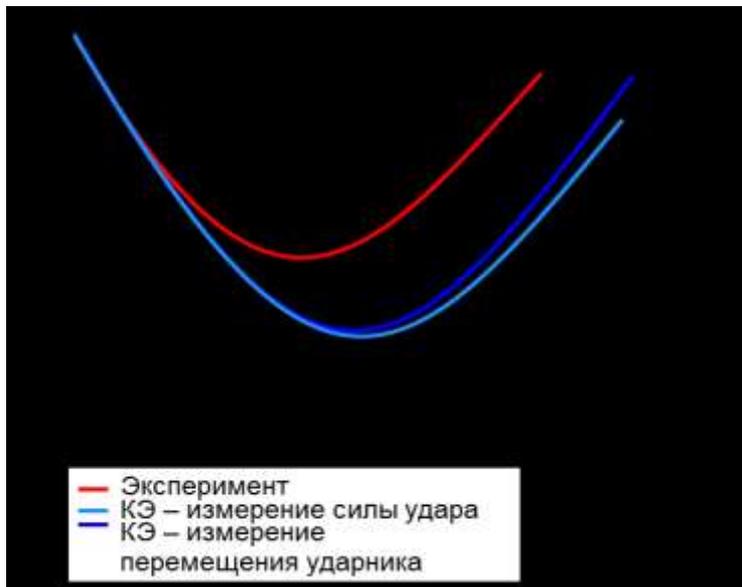
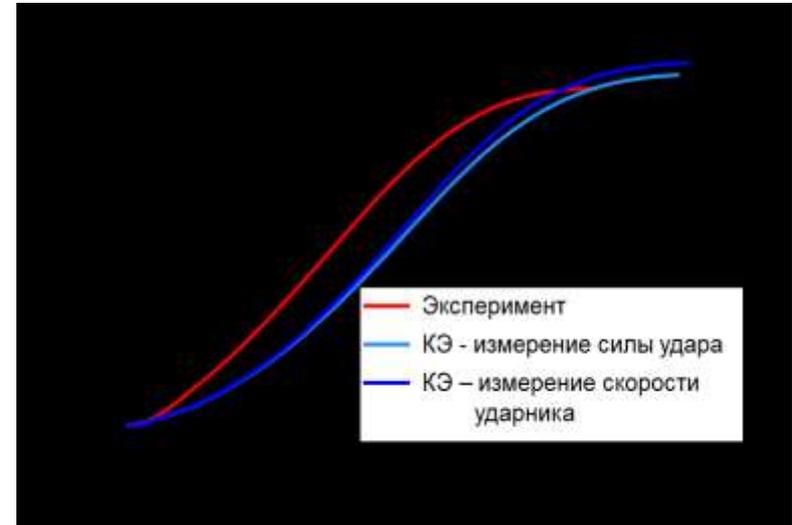
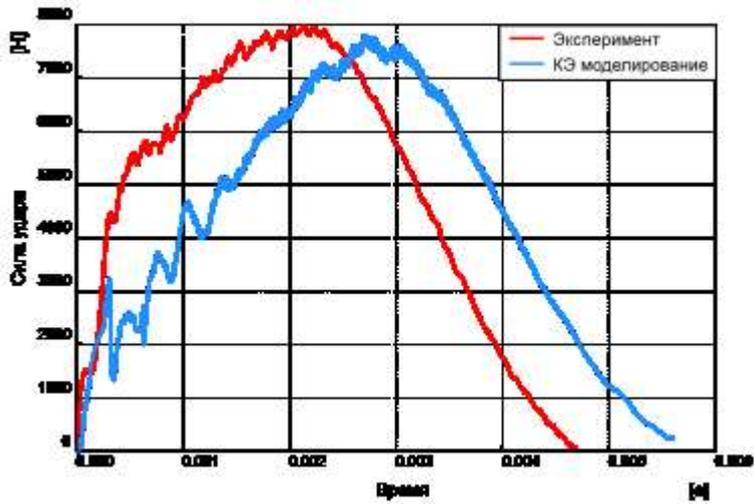
КЭ решение задачи



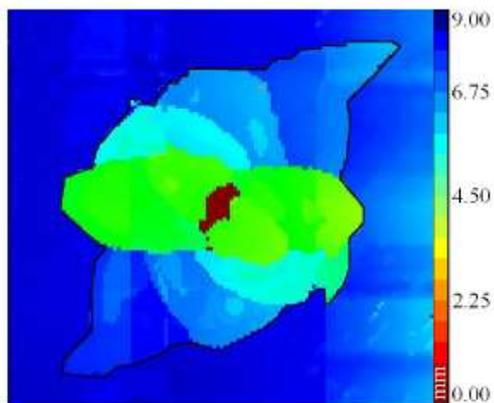
1st of Nov. 0, Time = 0.00000



КЭ решение задачи



КЭ решение задачи



Параметр	Эксперимент	КЭ моделирование
Время ударного воздействия	0.0047 с	0.0057 с
Максимальная амплитуда силы удара	8000 Н	7900 Н
Скорость отлета ударника	1830 мм/с	1900 – 2100 мм/с
Максимальное перемещение ударника	3.7 мм	4.5 – 4.9 мм
Область межслойного разрушения	4000 – 6000 мм ²	4776 – 8500 мм ²



Заключение

- Разработана инженерная методика моделирования и исследования процессов разрушения композитных панелей при низкоскоростном ударном взаимодействии;
- Учитывает разрушение матрицы, волокон и межслойное разрушение;
- Реализуется в Abaqus/Explicit без разработки дополнительных пользовательских процедур;
- Верифицирована на задаче ударного воздействия согласно стандарту ASTM D7136;
- Результаты работы вынесены на научно-практическую конференцию Неделя Науки СПбГУ 2013 г.

Литература:

1. Ф. Мэттьюз, Р. Ролингзб “Композитные материалы. Механика и технология”, Москва, Техносфера, 2004;
2. Federico Paris, “A study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials”, George Washington University, 2001;
3. Emilio Vicente Gonzalez Juan, “Simulation of Interlaminar and Intralaminar Damage in Polymer-Based Composites for Aeronautical Applications Under Impact Loading”, Universitat de Girona, 2010;
4. Giovanni Perillo, Nils Petter Vedvik, Andreas T. Echtermeyer “Numerical analyses of low velocity impacts on composite. Advanced modeling techniques”, Norwegian University of Science and Technology (NTNU) – Department of Engineering Design and Materials
5. S. Heimbs, S. Heller, P. Middendorf, "Simulation of Low Velocity Impact on Composite Plates with Compressive Preload", LS-DYNA Anwenderforum, Bamberg, 2008;
6. Галактионова А.П., Сергеев В.Н., Клявин О.И., Боровков А.И., “Исследование процессов разрушения в композитных панелях вертикального хвостового оперения самолета”, Неделя Науки СПбГПУ: материалы научно-практической конференции с международным участием. Институт прикладной математики и механики СПбГПУ. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2014;
7. К.-Н. Schwalbe, I. Scheider, A. Cornec “The SIAM method for applying cohesive models to the damage behaviour of engineering materials and structures”;
8. S. Heimbs, T. Bergmann, “High-Velocity Impact Behaviour of Prestressed Composite Plates under Bird Strike Loading”, International Journal of Aerospace Engineering, 2012;
9. Abaqus Analysis User’s Manual, vol. 6.10;
10. Abaqus Theory Manual, vol. 6.10;
11. Сайт компании Инстрон: www.instron.ru;
12. С. П. Савин, «Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21», Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т.14, №4(2), 2012



Спасибо за внимание!