

Труды МАИ. 2024. № 137  
Trudy MAI, 2024, no. 137

Научная статья  
УДК 539.422.52

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181874>

## **ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ФРАГМЕНТОВ ПНЕВМАТИКА АВИАЦИОННОЙ ШИНЫ С ПАНЕЛЬЮ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА**

**Александр Леонидович Медведский<sup>1</sup>, Михаил Иванович Мартиросов<sup>2</sup>,  
Антон Васильевич Хомченко<sup>3</sup>✉, Эльвира Александровна Занина<sup>4</sup>**

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
Жуковский, Московская область, Россия

<sup>2,3,4</sup>ПАО «Яковлев», Москва, Россия

<sup>1</sup>[mdv66@mail.ru](mailto:mdv66@mail.ru)

<sup>2</sup>[Mikhail.Martirosov@yakovlev.ru](mailto:Mikhail.Martirosov@yakovlev.ru)

<sup>3</sup>[Anton.Homchenko@yakovlev.ru](mailto:Anton.Homchenko@yakovlev.ru)✉

<sup>4</sup>[Elvira.Zanina@yakovlev.ru](mailto:Elvira.Zanina@yakovlev.ru)

**Аннотация.** Рассмотрено влияние количества фрагментов пневматика авиационной шины, воздействующих на панель из полимерного композиционного материала, на повреждения. Оцениваются повреждения материала монослоёв. Разработана методика послойного моделирования полимерных композитных материалов в Simcenter 3D для расчёта в LS-Dyna. Разработаны программы, позволяющие

автоматизировать процесс моделирования. Рассмотрены математические модели материалов монослоёв и когезионного соединения в LS-Dyna.

**Ключевые слова:** авиационная техника, метод конечных элементов, явный метод, полимерный композиционный материал, углепластик, низкоскоростное ударное воздействие, LS-DYNA, Simcenter 3D, Simcenter Femap API, повреждение, когезионное соединение

**Для цитирования:** Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В., Занина Э.А. Численное исследование ударного взаимодействия фрагментов пневматика авиационной шины с панелью из углепластика // Труды МАИ. 2024. № 137. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181874>

Original article

## **NUMERICAL STUDY OF IMPACT INTERACTION OF PNEUMATIC FRAGMENTS OF AN AIRCRAFT TIRE WITH A CARBON FIBER PANEL**

**Alexander L. Medvedsky<sup>1</sup>, Mikhail I. Martirosov<sup>2</sup>, Anton V. Khomchenko<sup>3</sup>✉, Elvira A. Zanina<sup>4</sup>,**

<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after. prof. N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Moscow Region, Russia

<sup>2,3,4</sup>PJSC "Yakovlev", Moscow, Russia

<sup>1</sup>[mdv66@mail.ru](mailto:mdv66@mail.ru)

<sup>2</sup>[Mikhail.Martirosov@yakovlev.ru](mailto:Mikhail.Martirosov@yakovlev.ru)

<sup>3</sup>[Anton.Homchenko@yakovlev.ru](mailto:Anton.Homchenko@yakovlev.ru) ✉

<sup>4</sup>[Elvira.Zanina@yakovlev.ru](mailto:Elvira.Zanina@yakovlev.ru)

**Abstract:** The widespread use of polymer composite materials to create elements of the power structure of aircraft is due to a number of advantages over classical metal materials. Among them are low weight, high specific strength and rigidity, the ability to set material properties in accordance with the loading pattern of the structure, corrosion resistance, etc. However, the high cost of production, which is not always covered by the weight savings of the structure, and sensitivity to impact influences limit the use of PCM. The impact can be caused, for example, by an explosion of a tire on a chassis made of reinforced rubber. There is a high probability of fragments of tires getting into the elements of the load-bearing structure made of PCM, which can cause their damage and, thereby, a decrease in strength. To prove the compliance of the strength characteristics of load-bearing structures made of PCM with certification requirements, it is necessary to carry out theoretical calculations and experimental work using methods that make it possible to show that the designed structural elements made of PCM fully satisfy the requirements.

The influence of the number of fragments of aircraft tire tires affecting a panel of polymer composite material on damage is considered. Damage to the monolayer material is assessed. A technique has been developed for layer-by-layer modeling of polymer composite materials in Simcenter 3D for calculations in LS-Dyna. Programs have been developed to automate the modeling process. Mathematical models of monolayer materials and cohesive joints in LS-Dyna are considered.

**Keywords:** aeronautical engineering, finite element method, explicit method, polymer composite material, carbon fiber reinforced plastic, low-velocity impact, LS-Dyna, Simcenter 3D, Simcenter Femap API, damage, cohesive connection

**For citation:** Medvedsky A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Zanina E.A. Numerical study of impact interaction of pneumatic fragments of an aircraft tire with a carbon fiber panel. *Trudy MAI*, 2024, no. 137. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=181874>

## 1. Введение

Широкое использование полимерных композиционных материалов (ПКМ) для создания элементов силовой конструкции авиационной техники (АТ) обусловлено рядом преимуществ перед классическими металлическими материалами. Среди них малый вес, высокая удельная прочность и жёсткость, возможность задания свойств материала в соответствии со схемой нагружения конструкции, коррозионная стойкость и т.д. Однако, высокая стоимость производства, которую не всегда покрывает экономия массы конструкции, и чувствительность к ударным воздействиям ограничивают использование ПКМ [1] – [5]. Ударное воздействие может быть спровоцировано, например, взрывом пневматика шасси, изготавливаемого из армированной резины. Высока вероятность попадания фрагментов пневматика в элементы силовой конструкции из ПКМ, что может вызвать их повреждение и, тем самым, снижение прочности. Для доказательства соответствия прочностных характеристик силовых конструкций АТ из ПКМ сертификационным требованиям, необходимо проведение расчетно-теоретических и экспериментальных работ по методикам, позволяющим показать, что проектируемые конструктивные элементы из ПКМ полностью удовлетворяют предъявляемым требованиям [6], [7].

В работе рассматривается поведение и особенности подходов к моделированию цилиндрической, шарнирно опёртой, прямоугольной в плане панели из ПКМ со сбалансированной, симметричной и смешанной укладкой монослоёв [8] – [10]. На панель воздействуют множественные фрагменты пневматика, число которых изменяется от одного до пяти. Фрагменты имеют форму прямоугольных параллелепипедов, их начальные скорости направлены вдоль нормалей к внешней поверхности панели в точках соударения.

Проводится анализ повреждений в панели, а также исследуется изменение кинетической энергии фрагментов пневматика и их полных перемещений.

## **2. Подходы к моделированию ПКМ**

Наиболее распространённой методикой численного расчёта прочности конструкций из ПКМ является метод конечных элементов (МКЭ). Существует несколько подходов к моделированию таких материалов в зависимости от степени подробности модели. Моделирование ПКМ на *микроуровне* подразумевает создание конечно-элементных сеток (КЭС) для волокон и матрицы и задания контактного взаимодействия между ними. На *мезоуровне* характеристики матрицы и волокон усреднены по монослою и ПКМ может быть смоделирован двумя способами: послойно трёхмерными элементами либо двумерными элементами с заданной укладкой – ламинатами. *Макроуровень* моделирования подразумевает создание сборок структурных элементов, которые обычно смоделированы ламинатами – рис.2.1 [11].

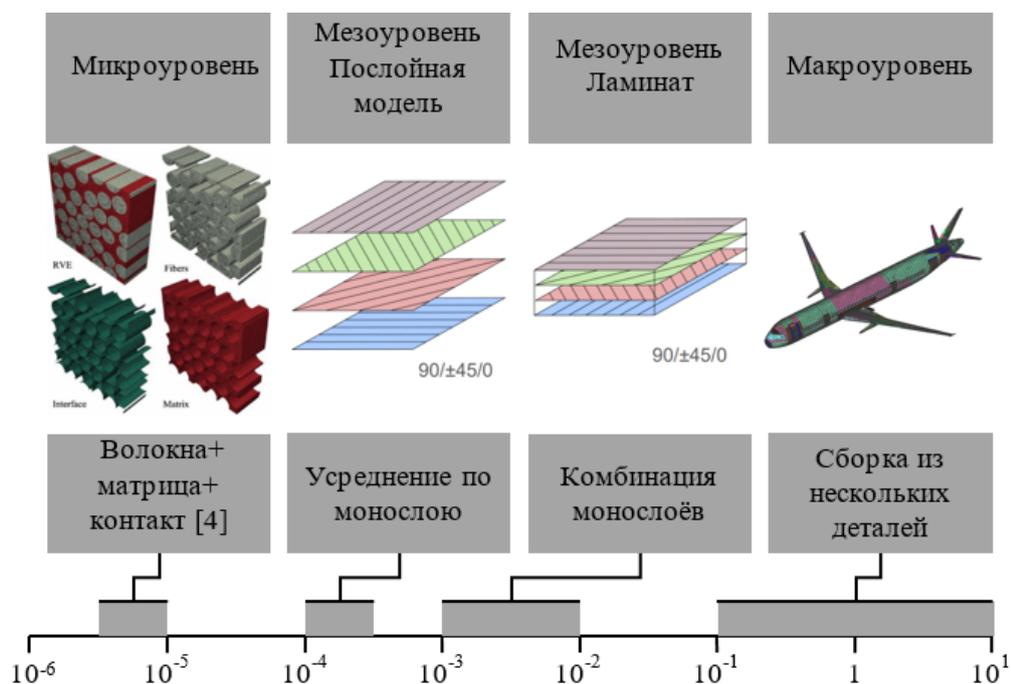


Рис.2.1. Подходы к моделированию конструкций из ПКМ

В данной работе нас интересует повреждение монослоёв, а также их расслоение, поэтому оптимальным в этом случае является послойное моделирование трёхмерными элементами.

### 3. Математические модели используемых материалов

Для моделирования *монослоёв* использована математическая модель материала «221\_MAT\_ORTHOTROPIC\_SIMPLIFIED\_DAMAGE». Это ортотропный материал с критерием разрушения предельных деформаций – выражение (3.1): разрушение наступает, когда одна из компонент деформации, отнесенных к осям ортотропии, достигает предельного значения, определяемого из испытаний на одноосное нагружение и чистый сдвиг:

$$\begin{aligned}
\varepsilon_1 &= e_1^\alpha \\
\varepsilon_2 &= e_2^\alpha \\
\varepsilon_3 &= e_3^\alpha \\
\gamma_{12} &= e_4 \\
\gamma_{23} &= e_5 \\
\gamma_{31} &= e_6,
\end{aligned} \tag{3.1}$$

где  $\varepsilon_i, i = 1..3$  – деформации в соответствующих продольных направлениях;  
 $e_j^\alpha, j = 1..6$  – предельные деформации;  $\gamma_{kl}, k = 1..3, l = 1..3$  – сдвиговые деформации.

Зависимость напряжений от деформаций для данной модели материала имеет три участка: зона упругого поведения, зона повреждения, зона разрушения. В зоне упругого поведения материал имеет тензор коэффициентов податливости, соответствующий неповрежденному материалу – коэффициенты деградации для соответствующих направлений нагружения равны нулю. Коэффициент деградации – это отношение жёсткости повреждённого элемента к жёсткости неповреждённого в соответствующем направлении [12]. В зоне повреждения коэффициенты деградации линейно зависят от деформации в материале в соответствии с выражением 3.2:

$$d = d_c \cdot \begin{cases} 1, \text{ если } \varepsilon > \varepsilon_c \text{ и } \varepsilon < \varepsilon_F \\ \frac{\varepsilon - \varepsilon_D}{\varepsilon_c - \varepsilon_D}, \text{ если } \frac{\varepsilon - \varepsilon_D}{\varepsilon_c - \varepsilon_D} > 0 \text{ и } \varepsilon < \varepsilon_c, \\ 0, \text{ если } \frac{\varepsilon - \varepsilon_D}{\varepsilon_c - \varepsilon_D} < 0 \end{cases} \tag{3.2}$$

где  $d$  – коэффициент деградации элемента;  $d_c$  – предельное значение коэффициента деградации;  $\varepsilon$  – деформация в соответствующем направлении;  $\varepsilon_D$  – значение деформации, при котором коэффициент деградации начинает расти;  $\varepsilon_c$  – значение деформации, при котором коэффициент деградации прекращает расти;  $\varepsilon_F$  –

значение деформации, при котором элемент считается полностью разрушенным. Таким образом, в зоне повреждения зависимость напряжений от деформаций квадратичная, в зонах упругого поведения и разрушения – линейная. Важно отметить, что коэффициенты деградации не влияют друг на друга и зависят только от деформаций в соответствующих направлениях.

Связь между компонентами матрицы податливости и коэффициентами деградации в соответствующих направлениях приведена в выражениях (3.3) – (3.8).

В направлении 1:

$$s_{11}(d_{1tc}) = \frac{1}{E_1(1-d_{1tc})}, \quad (3.3)$$

в направлении 2:

$$s_{22}(d_{2tc}) = \frac{1}{E_2(1-d_{2tc})}, \quad (3.4)$$

в направлении 3:

$$s_{33}(d_{3tc}) = \frac{1}{E_3(1-d_{3tc})}, \quad (3.5)$$

в плоскости монослоя:

$$s_{12}(d_{12}) = \frac{1}{G_{12}(1-d_{12})}, \quad (3.6)$$

в направлении 23:

$$s_{23}(d_{23}) = \frac{1}{G_{23}(1-d_{23})}, \quad (3.7)$$

в направлении 31:

$$s_{31}(d_{31}) = \frac{1}{G_{31}(1-d_{31})}. \quad (3.8)$$

Здесь  $\sigma_{ij}, i=1..3, l=1..3$  – напряжения в соответствующих направлениях;  $E_i, i=1..3$  – модули упругости в соответствующих направлениях;  $d_{itc}, i=1..3$  – коэффициенты деградации материала в соответствующих направлениях;  $t$  – коэффициент, обозначающий деградацию материала в направлении растяжения;  $c$  – коэффициент

обозначающий деградацию материала в направлении сжатия;  $G_{ij}, i=1..3, l=1..3$  – модули сдвига в соответствующих направлениях. Направление 1 – вдоль волокон монослоя; направление 2 – поперёк волокон монослоя; 3 – по нормали к плоскости монослоя ПКМ; 12 – сдвиг в плоскости монослоя ПКМ; 23, 31 – сдвиги из плоскости монослоя ПКМ в соответствующих направлениях. Матрица податливости имеет вид:

$$S = \begin{pmatrix} s_{11}(d_{1tc}) & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & s_{22}(d_{2tc}) & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & s_{33}(d_{3tc}) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s_{12}(d_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & s_{23}(d_{23}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_{31}(d_{31}) \end{pmatrix}, \quad (3.9)$$

где  $s_{ij}, i=1..3, l=1..3$  – податливости в соответствующих направлениях;

$E_i, i=1..3$  – модули упругости в соответствующих направлениях, МПа;  $d_{itc}, i=1..3$  – коэффициенты деградации материала в соответствующих направлениях;  $t$  – коэффициент, обозначающий деградацию материала в направлении растяжения;  $c$  – коэффициент обозначающий деградацию материала в направлении сжатия;  $\nu_{ij}, i=1..3, j=1..3$  – соответствующие коэффициенты Пуассона.

Важно отметить, что модули упругости в направлении растяжения и сжатия для данной модели материала совпадают, в то время как коэффициенты деградации, а значит, и зависимости напряжений от деформаций для растяжения и сжатия могут отличаться.

Для моделирования *межслоевого взаимодействия* [13] – [17], использована математическая модель материала «138\_MAT\_COHESIVE\_MIXED\_MODE». Она имеет билинейную зависимость силы сцепления от расслоения.

Межслойная вязкость разрушения по форме 1 (отрыв)  $G_{IC}$  связана с максимальным расслоением в направлении отрыва  $\delta_I^F$  и усилием сцепления  $T$  :

$$G_{IC} = \frac{1}{2} T \delta_I^F . \quad (3.10)$$

Межслойная вязкость разрушения по моде 2 (сдвиг)  $G_{IIC}$  связана с максимальным расслоением в направлении сдвига  $\delta_{II}^F$  и усилием сцепления  $S$  :

$$G_{IIC} = \frac{1}{2} S \delta_{II}^F . \quad (3.11)$$

Площадь треугольника – рис.3.1 – соответствует межслойной вязкости  $G_C$ , разрушения в соответствующем направлении его высота – максимальному усилию сцепления в элементе, основание – максимальному расслоению в элементе. Тангенс угла наклона прямой, выходящей из начала координат, соответствует начальной жёсткости элемента. По достижении максимального усилия в элементе, его жёсткость начинает падать, и разгрузка происходит по соответствующему пути.

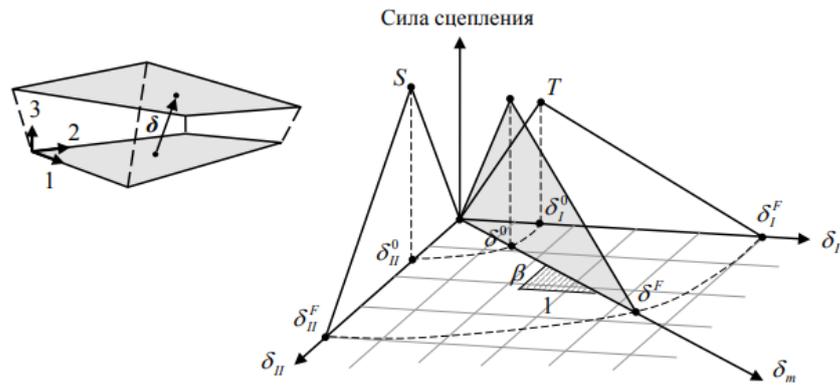


Рис. 3.1. Зависимость силы сцепления от отслоения для смешанной формы нагружения [12]

На рисунке 3.1 приняты следующие обозначения:  $\delta^F$  – длина расслоения при разрушении элемента по смешанной форме, мм;  $\delta_I^F$  – длина расслоения при разрушении по форме отрыва, мм;  $\delta_{II}^F$  – длина расслоения при разрушении элемента по форме сдвига, мм;  $\beta$  – тангенс угла, определяющий смешанную форму;  $\delta^0$  – длина расслоения по смешанной форме в точке с максимальным усилием сцепления, мм;  $\delta_I^0$  – длина расслоения по форме отрыва в точке с максимальным усилием сцепления, мм;  $\delta_{II}^0$  – длина расслоения по форме сдвига в точке с максимальным усилием сцепления, мм;  $S$  – максимальное усилие сцепления по форме сдвига, МПа;  $T$  – максимальное усилие сцепления по форме отрыва, МПа.

Чаще всего в материале реализуется смешанная форма расслоения. Длина расслоения по смешанной форме приведена в (3.12):

$$\delta^F = \frac{2(1-\beta)^2}{\delta^0} \left[ \left( \frac{E_N}{G_{IC}} \right)^X + \left( \frac{E_T \cdot \beta}{G_{IIC}} \right)^X \right]^{-\frac{1}{X}}, \quad (3.12)$$

где  $E_N$  – начальная жёсткость элемента в направлении отрыва, кН/мм;  $E_T$  – начальная жёсткость элемента в направлении сдвига, кН/мм;  $G_{IC}$  – межслойная вязкость разрушения по форме 1 (отрыв), Дж/(мм·с);  $G_{IIC}$  – межслойная вязкость разрушения по моде 2 (сдвиг), Дж/(мм·с);  $X > 0$  – показатель степени смешанной формы.

Если  $X < 0$ :

$$\delta^F = \frac{2}{\delta^0 \left( \frac{1}{1+\beta^2} E_N + \frac{\beta^2}{1+\beta^2} E_T \right)} \left[ G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left( \frac{\beta^2 \cdot E_T}{E_N + \beta^2 \cdot E_T} \right)^{|X|} \right]. \quad (3.13)$$

Поскольку кривая зависимости имеет форму треугольника, чтобы пик нагрузки не оказался за точкой разрушения, должны выполняться следующие соотношения:

$$\frac{2G_{IC}}{E_N \left( \frac{T}{E_N} \right)^2} > 1, \quad (3.14)$$

$$\frac{2G_{IIC}}{E_T \left( \frac{S}{E_T} \right)^2} > 1. \quad (3.15)$$

Когезионная поверхность не повлияет на эффективные упругие свойства ПКМ, если начальная жёсткость когезионных элементов удовлетворяет соотношению (3.16) [17]:

$$EN = \frac{\alpha E_3}{h}, \quad (3.16)$$

где  $EN$  – начальная жёсткость когезионного элемента на отрыв, кН/мм;  $\alpha \approx 50$  – коэффициент соотношения жёсткости модели и когезионных элементов;  $E_3$  –

модуль упругости в направлении, перпендикулярном плоскости монослоя, МПа;  $h$  – толщина элемента, мм. Значения  $\alpha > 50$  могут вызвать численные проблемы, такие как паразитные колебания в усилиях сцепления. Для значений  $\alpha \approx 50$  потеря жесткости из-за наличия интерфейса составляет менее 2%, что является достаточным для большинства задач.

В [17] показано, что максимальное усилие сцепления в элементе является функцией размера элемента (3.17):

$$T = \sqrt{\frac{9\pi E_3 G_{IC}}{32 N_e l_e}}, \quad (3.17)$$

где  $T$  – максимальное усилие сцепления на отрыв, МПа;  $E_3$  – модуль упругости материала в направлении, перпендикулярном плоскости монослоя;  $G_{IC}$  – межслойная вязкость разрушения по форме 1 (отрыв), Дж/(мм·с);  $N_e$  – число элементов в зоне расслоения – в [17] показано, что оптимальным значением является 3;  $l_e$  – средний размер элемента, мм. Аналогичный подход используется для сдвиговой формы расслоения.

Материал пневматика: «77\_MAT\_OGDEN\_RUBBER» – гиперупругий материал, свойства которого определяются экспериментально в соответствии с ГОСТ 270-75 [18]. Кривая деформирования материала приведена на рис. 3.2.

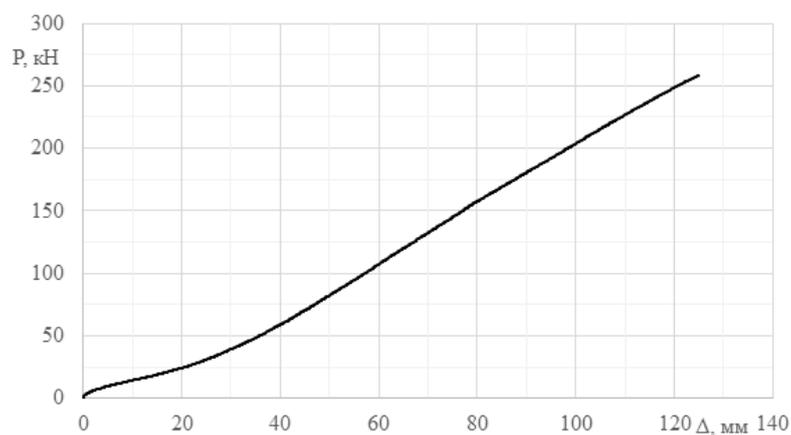


Рис. 3.2. Кривая деформирования гиперупругого материала.  $\Delta$  – удлинение образца, мм;  $P$  – приложенное усилие, кН

#### 4. Условие задачи

В работе рассматривается цилиндрическая прямоугольная в плане панель длиной  $a = 540$  мм, шириной  $b = 480$  мм и стрелой подъёма  $c = 7.5$  мм, выполненная из однонаправленного углепластика на основе углеродного волокна T300 и эпоксидного связующего PRIME 20 LV [19]. Физико-механические характеристики монослоя приведены в таблице.

#### Физико-механические характеристики монослоя

№ п/п	Характеристика	Значение
1	Модуль упругости вдоль волокон $E_1$ , Мпа	139200
2	Модуль упругости поперек волокон $E_2$ , Мпа	8076
3	Модуль сдвига в плоскости монослоя $G_{12}$ , Мпа	5000
4	Предел прочности материала при растяжении вдоль волокон $\sigma_1^T$ , Мпа	3128.2
5	Предел прочности материала при сжатии вдоль волокон $\sigma_1^C$ , Мпа	1616.4
6	Предел прочности материала при растяжении поперёк волокон $\sigma_2^T$ , Мпа	1227.4
7	Предел прочности материала при сжатии поперёк волокон $\sigma_2^C$ , Мпа	680

№ п/п	Характеристика	Значение
8	Предел прочности на сдвиг в плоскости монослоя $\tau_{12}$ , Мпа	80
9	Коэффициент Пуассона $\nu_{12}$	0.324
10	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1510

Схема укладки панели симметричная, сбалансированная и смешанная с типовыми углами  $\pm 45^\circ$ ,  $0^\circ$  и  $90^\circ$ , всего в укладке 45 слоёв с толщиной монослоя  $\delta = 0.1$  мм.

Панель шарнирно опёрта по двум сторонам. В качестве нагрузки рассматривается ударное воздействие множественными фрагментами пневматика, число которых варьируется от 1 до 5. Фрагменты имеют форму прямоугольных параллелепипедов, высота которых находятся в пределах от 50 до 100 мм, длина – от 70 до 100 мм, ширина – от 30 до 50 мм, и воздействуют на панель по нормали к поверхности. Начальные скорости фрагментов направлены вдоль нормалей к внешней поверхности панели в точках соударения и изменяются в пределах от 15 до 35 м/с.

## 5. Автоматизация процесса моделирования

Для автоматизации процесса в программном комплексе Simcenter Femap (Siemens PLM Software) разработана программа (макрос), позволяющая создавать конечно-элементные модели (КЭМ) с различными параметрами фрагментов пневматика. Данный макрос позволяет создать КЭМ фрагментов пневматика, размеры которых псевдослучайно изменяются в заданных пользователем пределах. Узлы на геометрической поверхности для построения нормалей, вдоль которых будут ориентированы фрагменты, определяются пользователем.

Разработана методика автоматического послойного моделирования панели из ПКМ в программном комплексе Simcenter3D (Siemens PLM Software) с помощью приложения Laminate Composite с дальнейшим импортом полученной КЭМ в программный комплекс LS-DYNA (ANSYS Inc.). В программном комплексе Simcenter Femap (Siemens PLM Software) разработан пакет программ (макросов) на языке VBA для сохранения ориентации монослоёв при импорте, позволяющий записывать ориентацию элементов в отдельный файл, который в дальнейшем используется для преобразования ориентации монослоёв в LS-DYNA, а также преобразовывать типы конечных элементов из Laminate Solid и Cohesive Solid в Solid. КЭМ панели с пятью фрагментами пневматика приведена на рисунке 5.1.

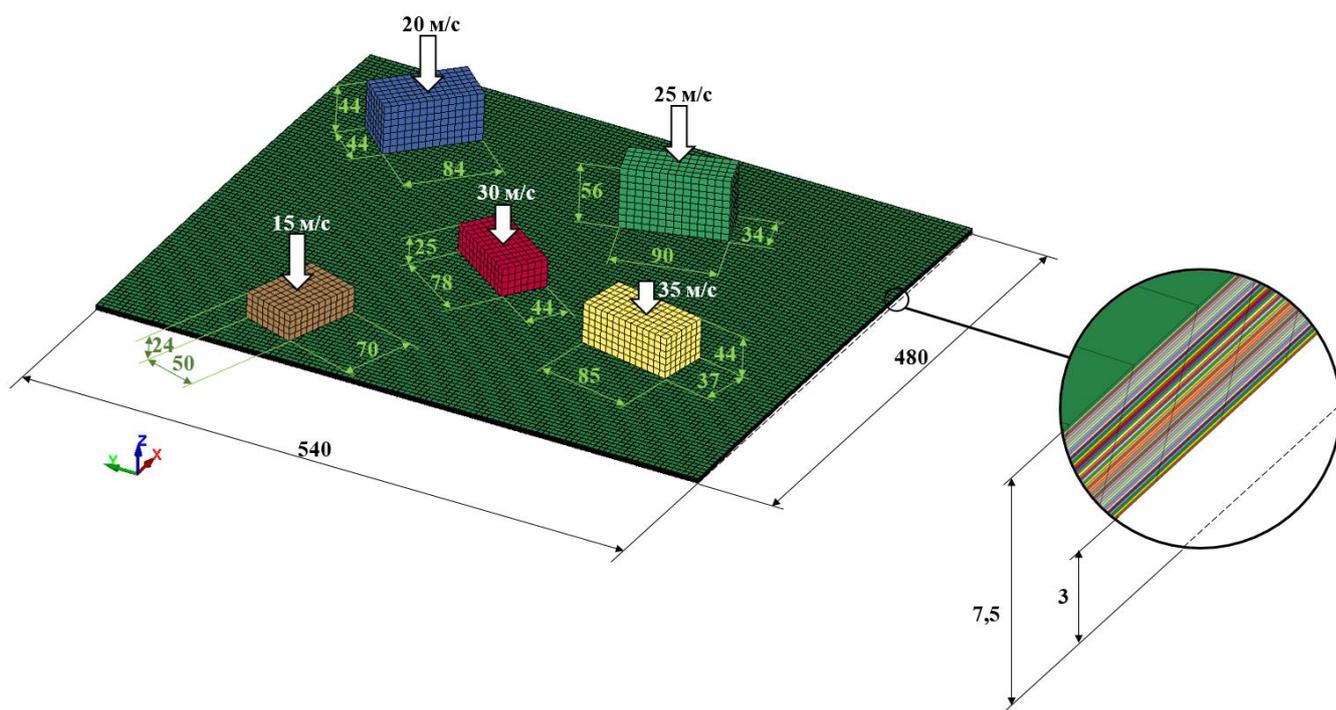


Рис. 5.1 – КЭМ панели с пятью фрагментами пневматика

## 6. Результаты

Расчёт проведён в LS-DYNA с помощью МКЭ с использованием центрально-разностной схемы интегрирования по времени с автоматическим определением шага согласно критерию Куранта-Фридрихса-Леви [20] – [22].

Проведён анализ повреждений монослоёв для различных случаев соударения с фрагментами пневматика – рис. 6.1 – 6.6. Повреждения оценивались по коэффициентам деградации в соответствующих направлениях.

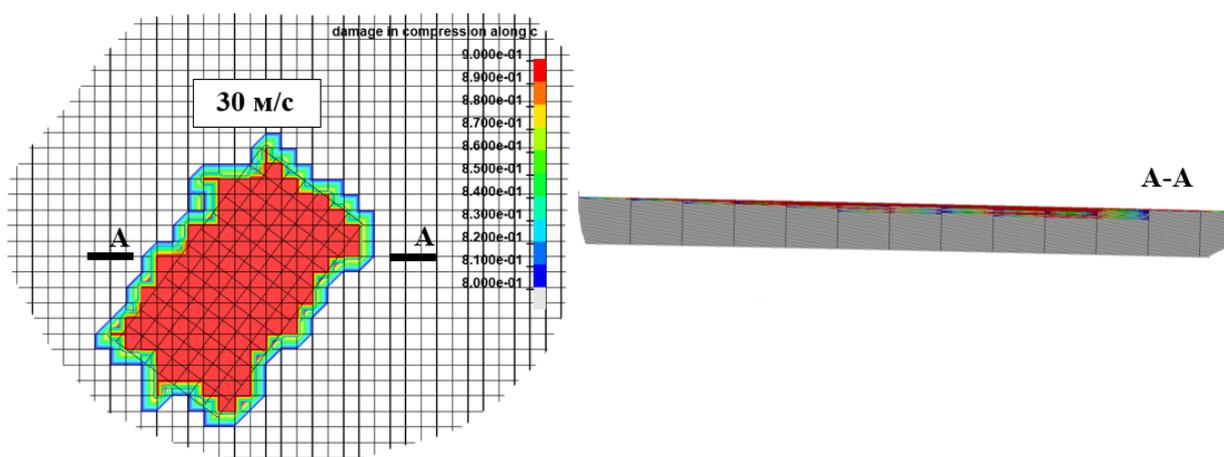


Рис. 6.1 – Коэффициенты деградации в направлении сжатия  $z$  – один фрагмент

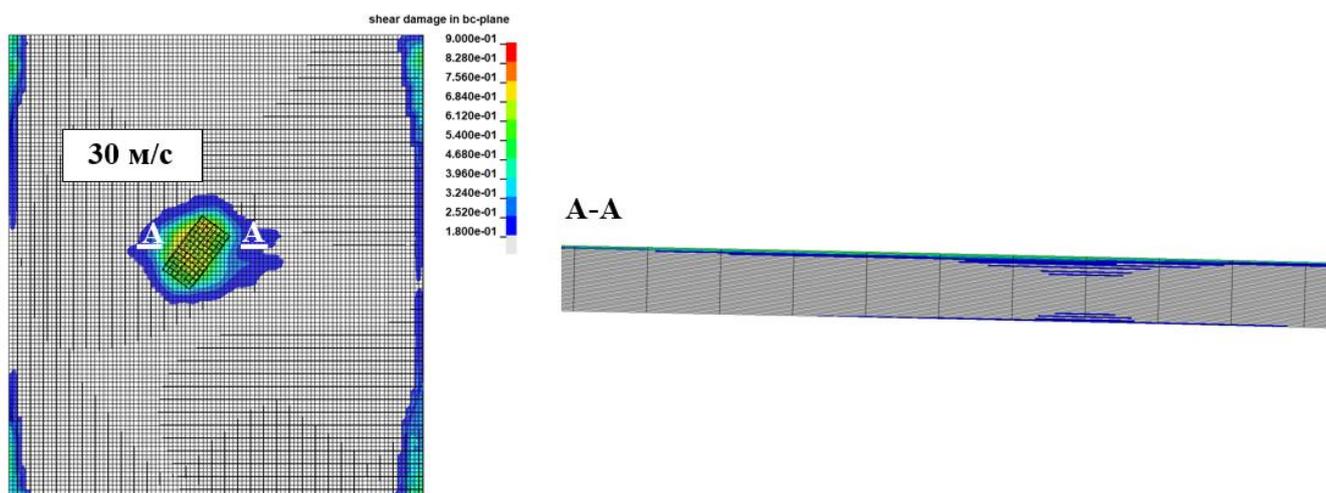


Рис. 6.2 – Коэффициенты деградации в направлении сдвига  $z3$  – один фрагмент

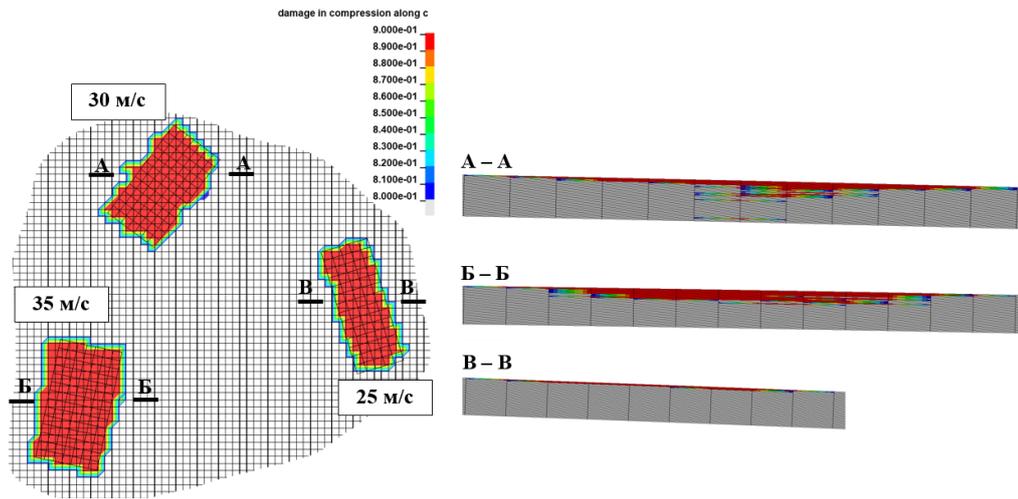


Рис. 6.3 – Коэффициенты деградации в направлении сжатия 3 – три фрагмента

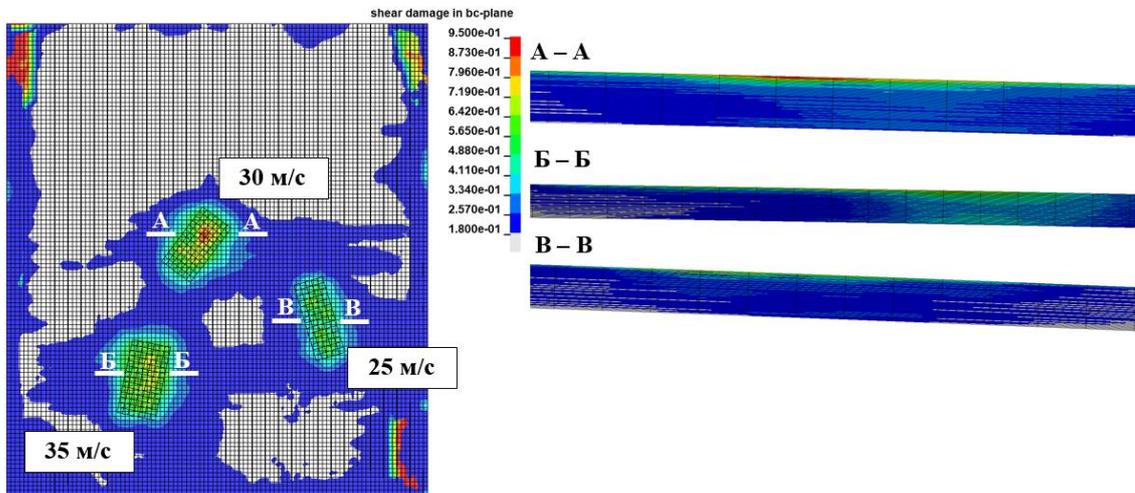


Рис. 6.4 – Коэффициенты деградации в направлении сдвига 23 – три фрагмента

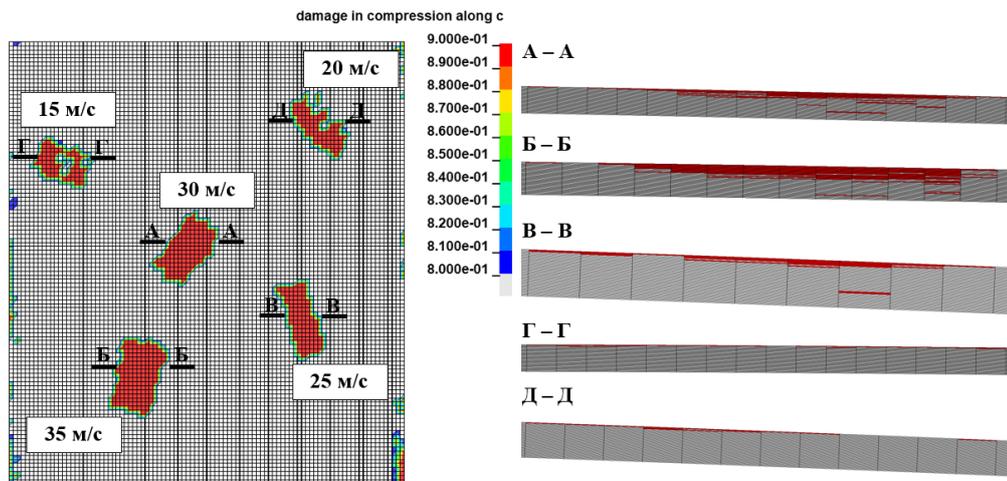


Рис. 6.5 – Коэффициенты деградации в направлении сжатия 3 – пять фрагментов

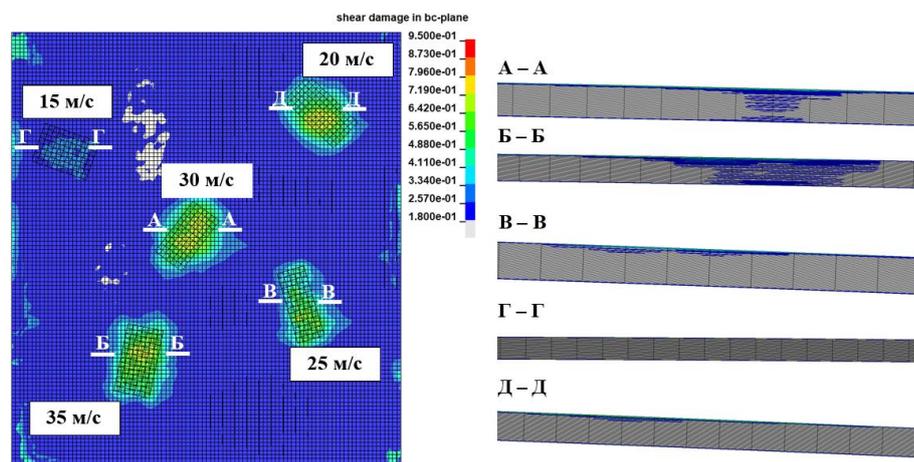


Рис. 6.6 – Коэффициенты деградации в направлении сдвига 23 – пять фрагментов

Проведены расчёты кинетической энергии фрагментов пневматика – рис. 6.7 – 6.9.

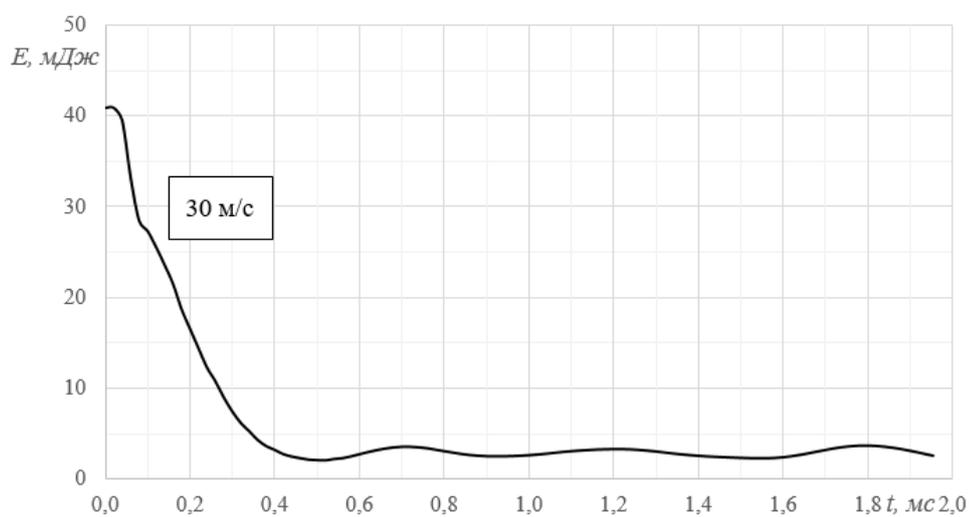


Рис. 6.7 – Изменение кинетической энергии одного фрагмента пневматика.  $E$  –

кинетическая энергия, мДж;  $t$  – время, мс

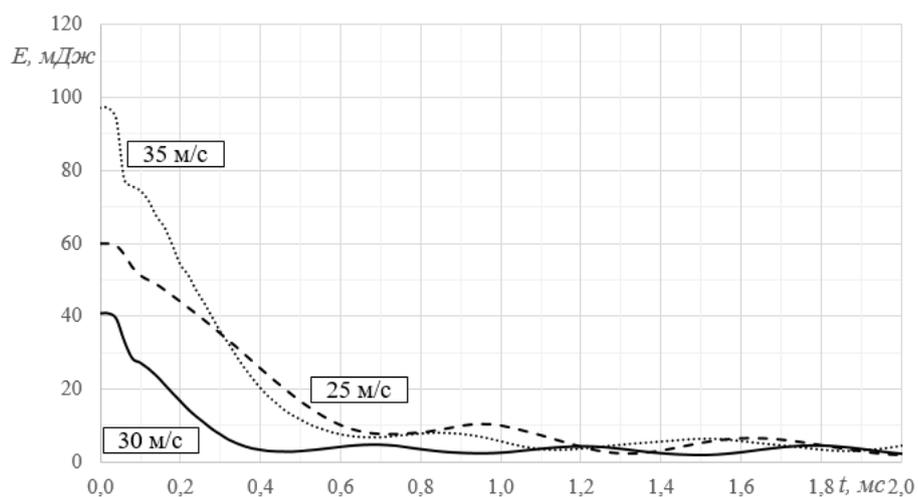


Рис. 6.8 – Изменение кинетической энергии трёх фрагментов пневматика.  $E$  – кинетическая энергия, мДж;  $t$  – время, мс

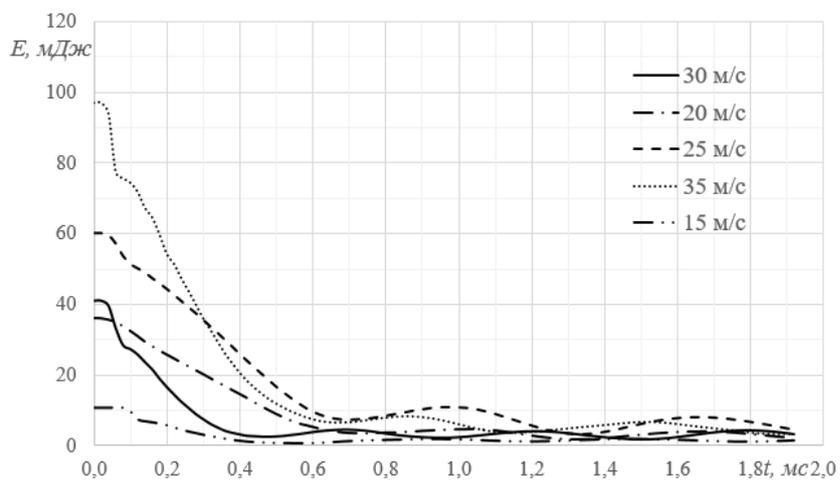


Рис. 6.9 – Изменение кинетической энергии пяти фрагментов пневматика.  $E$  – кинетическая энергия, мДж;  $t$  – время, мс

Проведены расчеты полных перемещений фрагментов – рис. 6.10 – 6.12.

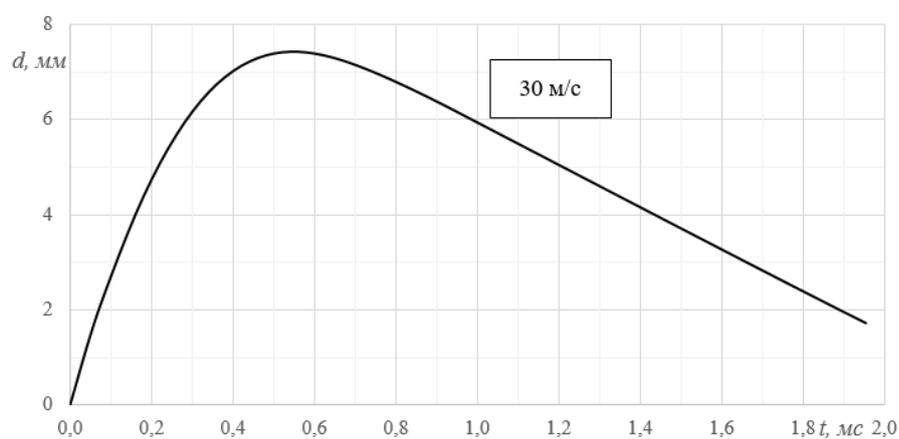


Рис. 6.10 – Изменение полных перемещений одного фрагмента пневматика

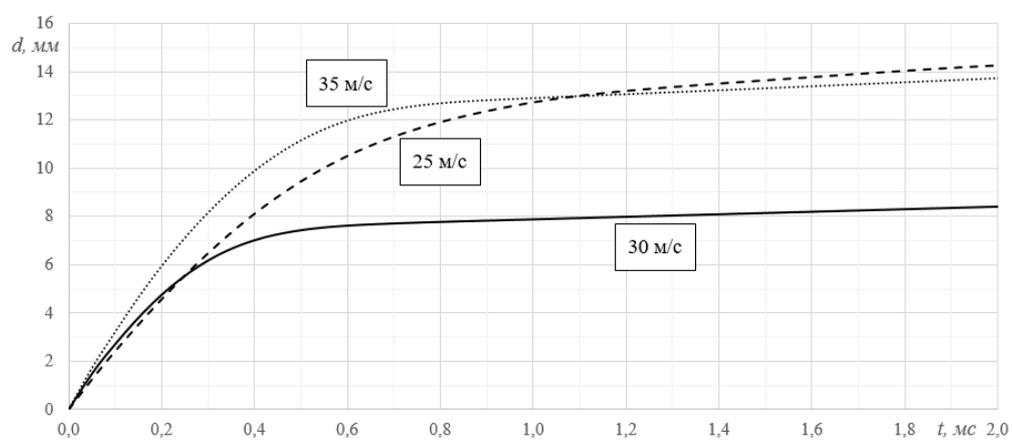


Рис. 6.11 – Изменение полных перемещений трёх фрагментов пневматика

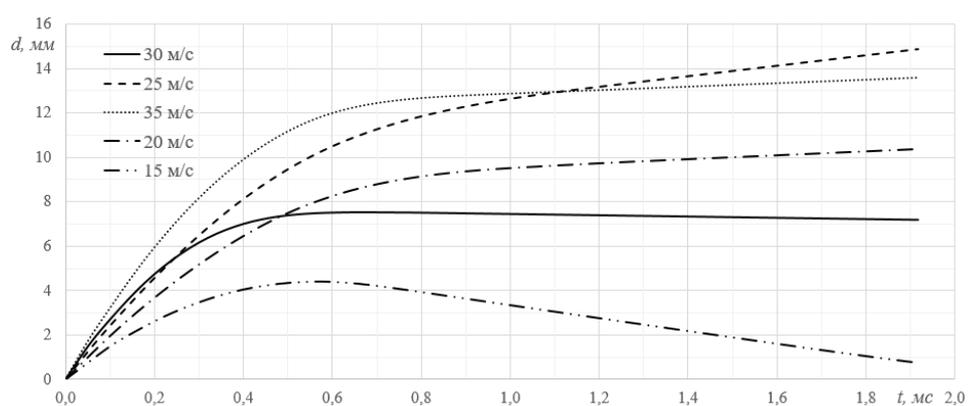


Рис. 6.12 – Изменение полных перемещений пяти фрагментов пневматика

## **7. Выводы**

Видно, что глубина повреждения напрямую зависит от скорости фрагмента. Важно отметить, что существенные повреждения панели происходят в направлениях сжатия по нормали к плоскости монослоя и сдвига из плоскости монослоя 23. Повреждения в направлении сжатия от различных фрагментов практически не связаны друг с другом (рис. 6.1, 6.3, 6.5). Из рисунков 6.2, 6.4 и 6.6 можно сделать предположение, что поля повреждений сдвига 23 от нескольких фрагментов пневматика складываются по принципу суперпозиции.

## **8. Заключение**

Разработана КЭМ панели из ПКМ и методика послойного моделирования панели на мезоуровне с использованием средств Siemens PLM Software. Разработан пакет макросов на языке VBA для автоматизации процесса моделирования.

Проведено численное исследование ударного взаимодействия фрагментов авиационного пневматика с панелью из углепластика. Проведён анализ повреждений в панели. Также получены зависимости кинетической энергии и перемещений фрагментов от времени.

## **Список источников**

1. Потанин Д.В., Самохин П.А., Зелёный А.Е., Яковлев И.М., Самохина Е.А. Компьютерное моделирование ударных воздействий на консоли летательного аппарата с учетом нелинейных свойств материалов // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=164180>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-06)

2. Победря Б.Е. Механика композиционных материалов. - М.: Изд-во Московского университета, 1984. - 336 с.
3. Браутман Л., Крок Р. Композиционные материалы. Т.5. Разрушение и усталость. - М.: Мир, 1978. - 483 с.
4. Голдовский А.А., Фирсанов В.В. Алгоритмы исследования ударного взаимодействия элементов авиационных конструкций // Труды МАИ. 2020. № 111. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=115122>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-6](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-6)
5. Качанов Л.М. Разрушение композитных материалов путем расслоения // Механика полимеров. 1976. № 5. С. 918–922.
6. Hirwani Chetan K., Panda Subrata K., Patle B.K. Theoretical and experimental validation of nonlinear deflection and stress responses of an internally debonded layer structure using different higher-order theories // Acta mechanica, 2018, vol. 229 (8), pp. 3453–3473. DOI: [10.1007/s00707-018-2173-8](https://doi.org/10.1007/s00707-018-2173-8)
7. Черепанов Г.П. Механика разрушения композиционных материалов. - М.: Наука, 1983. - 295 с.
8. Muc A., Stawiarski A. Identification of damage in composite multilayered cylindrical panels with delaminations // Composite structures, 2012, vol. 94 (5), pp. 1871–1879. DOI: [10.1016/j.compstruct.2011.11.026](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.11.026)
9. Соломонов Ю.С., Георгиевский В.П., Недбай А.Я., Андрюшин В.А. Методы расчета цилиндрических оболочек из композиционных материалов. - М.: Физматлит, 2009. - 262 с.

10. Локтева Н.А., Сердюк Д.О., Скопинцев П.Д., Федотенков Г.В. Нестационарное деформирование круговой цилиндрической оболочки // Труды МАИ. 2021. № 120. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=161423>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-09)
11. L. Yang, W. Zhanjun, Y. Cao, Y. Yan. Micromechanical modelling and simulation of unidirectional fibre-reinforced composite under shear loading // Journal of reinforced plastics and composites, 2015, vol. 34 (1), pp. 72–83. DOI: [10.1177/0731684414562873](https://doi.org/10.1177/0731684414562873)
12. LS-Dyna keyword user's manual. Vol. II. Material Models. August 2012, Version 971 R6.1.0.
13. Пятыхин П.И., Валько А.Г. Методика оценки вязкости разрушения при расслоении композитных материалов // Механика композитных материалов. 1987. № 5. С. 936–937.
14. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композиционных материалов // Механика композиционных материалов. 1984. № 2. С. 239-256.
15. Болотин В.В. Повреждение и разрушение композитов по типу расслоений // Механика композитных материалов. 1987. № 3. С. 423–432.
16. Качанов Л.М. Разрушение композитных материалов путем расслоения // Механика полимеров. 1976. № 5. С. 918–922.
17. Turon A., Camanho P.P., Costa J., Davila C.G. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading // Mechanics of Materials, 2006, vol. 38, pp. 1072–1089. DOI: [10.1016/j.mechmat.2005.10.003](https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2005.10.003)
18. Дмитриев В.Г., Попова А.Р. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния панелей и арок в области больших перемещений и деформаций при проектировании тонкостенных конструкций летательных

аппаратов из гиперупругих материалов // Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175914>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-08](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-08)

19. Aklilu G., Adali S., Bright G. Tensile behaviour of hybrid and non-hybrid polymer composite specimens at elevated temperatures // Engineering Science and Technology, an International Journal, 2019, vol. 23 (4). DOI: [10.1016/j.jestch.2019.10.003](https://doi.org/10.1016/j.jestch.2019.10.003)

20. Courant R., Friedrich K., Lewy H. Über die partiellen Differenzengleichungen der mathematischen Physik // Mathematische Annalen, 1928, vol. 100 (1), pp. 32–74. DOI: [10.1007/BF01448839](https://doi.org/10.1007/BF01448839)

21. Мартиросов М.И., Медведский А.Л., Хомченко А.В. Поведение слоистых элементов конструкций из полимерного композита с внутренними дефектами при нестационарных воздействиях // Механика композиционных материалов и конструкций. 2020. Т. 26. № 2. С. 259–268.

22. Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Расчётно-экспериментальное исследование поведения плоской подкреплённой панели из углепластика при ударе // Труды МАИ. 2022. № 126. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168990>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-08](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-08)

## References

1. Potanin D.V., Samokhin P.A., Zelenyi A.E., Yakovlev I.M., Samokhina E.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164180>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-06)

2. Pobedrya B.E. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of composite materials), Moscow, Izd-vo Moskovskogo universiteta, 1984, 336 p.

3. Brautman L., Krok R. *Kompozitsionnye materialy. Vol.5. Razrushenie i ustalost'* (Composite materials. Vol.5. Fracture and fatigue), Moscow, Mir, 1978, 483 p.
4. Goldovskii A.A, Firsanov V.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=115122>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-6](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-6)
5. Kachanov L.M. *Mekhanika polimerov*, 1976, no. 5, pp. 918–922.
6. Hirwani Chetan K., Panda Subrata K., Patle B.K. Theoretical and experimental validation of nonlinear deflection and stress responses of an internally debonded layer structure using different higher-order theories, *Acta mechanica*, 2018, vol. 229 (8), pp. 3453–3473. DOI: [10.1007/s00707-018-2173-8](https://doi.org/10.1007/s00707-018-2173-8)
7. Cherepanov G.P. *Mekhanika razrusheniya kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of fracture of composite materials), Moscow, Nauka, 1983, 295 p.
8. Muc A., Stawiarski A. Identification of damage in composite multilayered cylindrical panels with delaminations, *Composite structures*, 2012, vol. 94 (5), pp. 1871–1879. DOI: [10.1016/j.compstruct.2011.11.026](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.11.026)
9. Solomonov Yu.S., Georgievskii V.P., Nedbai A.Ya., Andryushin V.A. *Metody rascheta tsilindricheskikh obolochek iz kompozitsionnykh materialov* (Methods for calculating cylindrical shells made of composite materials), Moscow, Fizmatlit, 2009, 262 p.
10. Lokteva N.A., Serdyuk D.O., Skopintsev P.D., Fedotenkov G.V. *Trudy MAI*, 2021, no. 120. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=161423>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-09)
11. L. Yang, W. Zhanjun, Y. Cao, Y. Yan. Micromechanical modelling and simulation of unidirectional fibre-reinforced composite under shear loading, *Journal of reinforced plastics and composites*, 2015, vol. 34 (1), pp. 72–83. DOI: [10.1177/0731684414562873](https://doi.org/10.1177/0731684414562873)

12. *LS-Dyna keyword user's manual. Vol. II. Material Models*. August 2012, Version 971 R6.1.0.
13. Pyatykhin P.I., Val'ko A.G. *Mekhanika kompozitnykh materialov*, 1987, no. 5, pp. 936–937.
14. Bolotin V.V. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov*, 1984, no. 2, pp. 239–256.
15. Bolotin V.V. *Mekhanika kompozitnykh materialov*, 1987, no. 3, pp. 423–432.
16. Kachanov L.M. *Mekhanika polimerov*, 1976, no. 5, pp. 918–922.
17. Turon A., Camanho P.P., Costa J., Davila C.G. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading, *Mechanics of Materials*, 2006, vol. 38, pp. 1072–1089. DOI: [10.1016/j.mechmat.2005.10.003](https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2005.10.003)
18. Dmitriev V.G., Popova A.R. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175914>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-08](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-08)
19. Aklilu G., Adali S., Bright G. Tensile behaviour of hybrid and non-hybrid polymer composite specimens at elevated temperatures, *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 2019, vol. 23 (4). DOI: [10.1016/j.jestch.2019.10.003](https://doi.org/10.1016/j.jestch.2019.10.003)
20. Courant R., Friedrich K., Lewy H. Über die partiellen Differenzengleichungen der mathematischen Physik, *Mathematische Annalen*, 1928, vol. 100 (1), pp. 32–74. DOI: [10.1007/BF01448839](https://doi.org/10.1007/BF01448839)
21. Martirosov M.I., Medvedskii A.L., Khomchenko A.V. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii*, 2020, vol. 26, no. 2, pp. 259–268.
22. Martirosov M.I., Khomchenko A.V. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168990>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-08](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-08)

Статья поступила в редакцию 07.07.2024

Одобрена после рецензирования 10.07.2024

Принята к публикации 28.08.2024

The article was submitted on 07.07.2024; approved after reviewing on 10.07.2024;  
accepted for publication on 28.08.2024