



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 4, 2020

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<https://ered.pstu.ru/index.php/mechanics/index>



DOI: 10.15593/perm.mech/2020.4.05

УДК 539.3

## АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ НА СВОБОДНОЙ ГРАНИЦЕ В СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТАХ

Д.А. Бондарчук<sup>1</sup>, Б.Н. Федулов<sup>2</sup>, А.Н. Федоренко<sup>2</sup>, Е.В. Ломакин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

<sup>2</sup>Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия

### О СТАТЬЕ

Получена: 02 ноября 2020 г.  
Принята: 20 ноября 2020 г.  
Опубликована: 30 декабря 2020 г.

#### Ключевые слова:

остаточные напряжения, композит, расслоение, разрушение, математическое моделирование, ABAQUS.

### АННОТАЦИЯ

Изучено влияние наличия остаточных напряжений в образце углерод-эпоксидного композита, сформировавшихся в процессе его производства, на такие возможные дефекты, как межслоевое расслоение, коробление и появление повреждений в связующем. Исследование посвящено анализу напряженно-деформированного состояния в образцах из материала AS4/8552-1 с укладкой слоев  $[0^\circ/90^\circ]_n$  вблизи зоны дефекта и на свободном крае в течение цикла отверждения, а также при приложении нагрузки на образец. Также при помощи разработанных моделей анализировалось НДС на свободной кромке композитного материала, рассматривалось разрезание композитной пластины на две части.

Для моделирования процесса отверждения решалась связанная тепловая и прочностная задача в условиях плоской деформации. Для описания поведения композитного материала в процессе производства, включая процессы формования, полимеризации, развития остаточных напряжений и деформаций, была разработана и реализована специальная пользовательская подпрограмма для ПО ABAQUS. Для образцов с имеющимся расслоением была исследована история изменения величин интенсивности высвобождения энергии в режимах раскрытия трещины по механизму нормального отрыва и поперечного сдвига в процессе полимеризации и последующего разрезания с образованием свободного края, а также при приложении одноосной разрушающей нагрузки. Также проанализированы параметры трещиностойкости для полимеризованного образца после образования свободного края, и при приложении одноосной растягивающей нагрузки.

В результате моделирования нагружения композита до разрушения с учетом остаточных напряжений выявлено, что растяжение приводит к продольному растрескиванию матрицы в слоях, где ориентация армирования совпадает с направлением приложения нагрузки. В то же время при игнорировании остаточных напряжений появление таких дефектов не наблюдается. В исследовании показано, что остаточные напряжения влияют как на прочность материала, так и на тип разрушения. В исследовании показано, что остаточные напряжения влияют на прочность композита, характер разрушения, а также величины параметров трещиностойкости.

© ПНИПУ

© Бондарчук Дарья Александровна – асп., e-mail: [bondarchuk.da@gmail.com](mailto:bondarchuk.da@gmail.com), ID: [0000-0002-0238-455X](https://orcid.org/0000-0002-0238-455X).

Федулов Борис Никитович – д.ф.-м.н., вед. н.с., e-mail: [fedulov.b@mail.ru](mailto:fedulov.b@mail.ru), ID: [0000-0002-1894-5964](https://orcid.org/0000-0002-1894-5964).

Федоренко Алексей Николаевич – к.т.н., с.н.с., e-mail: [alexey.n.fedorenko@gmail.com](mailto:alexey.n.fedorenko@gmail.com), ID: [0000-0002-3260-7531](https://orcid.org/0000-0002-3260-7531).

Ломакин Евгений Викторович – д.ф.-м.н., зав. каф., чл.-корр. РАН, e-mail: [evlomakin@yandex.ru](mailto:evlomakin@yandex.ru), ID: [0000-0002-8716-5363](https://orcid.org/0000-0002-8716-5363).

Daria A. Bondarchuk – PhD Student, e-mail: [bondarchuk.da@gmail.com](mailto:bondarchuk.da@gmail.com), ID: [0000-0002-0238-455X](https://orcid.org/0000-0002-0238-455X).

Boris N. Fedulov – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Leading Research, e-mail: [fedulov.b@mail.ru](mailto:fedulov.b@mail.ru), ID: [0000-0002-1894-5964](https://orcid.org/0000-0002-1894-5964).

Alexey N. Fedorenko – CSc in Technical Sciences, Senior Research, e-mail: [alexey.n.fedorenko@gmail.com](mailto:alexey.n.fedorenko@gmail.com), ID: [0000-0002-3260-7531](https://orcid.org/0000-0002-3260-7531).

Evgeny V. Lomakin – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Head of Department, Corresponding Member of the RAS, e-mail: [evlomakin@yandex.ru](mailto:evlomakin@yandex.ru), ID: [0000-0002-8716-5363](https://orcid.org/0000-0002-8716-5363).



Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

## ANALYSIS OF THE FRACTURE TOUGHNESS PARAMETERS AT THE FREE EDGE IN LAYERED COMPOSITES

D.A. Bondarchuk<sup>1</sup>, B.N. Fedulov<sup>2</sup>, A.N. Fedorenko<sup>2</sup>, E.V. Lomakin<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation

<sup>2</sup>Skolkovo institute of Science and Technology, Moscow, Russian Federation

### ARTICLE INFO

Received: 02 November 2020  
Accepted: 20 November 2020  
Published: 30 December 2020

#### Keywords:

cylindrical shell, thick-walled elastic core, external pressure, elastoplastic buckling of the shell, Winkler foundation.

### ABSTRACT

The problem of deformation and elastoplastic buckling of shells of revolution with a thick-walled elastic core under combined static and dynamic loading is formulated in a two-dimensional planar formulation based on two approaches: full-scale modeling within the framework of continuum mechanics and a simplified formulation based on the hypotheses of the theory of shells of the Timoshenko type and the Winkler foundation. Both approaches allow solving the problems of deformation and stability of non-shallow shells on the basis of Timoshenko's hypotheses, taking into account geometric nonlinearities. The statement from the perspective of continuum mechanics makes it possible to approximate the shell in thickness by a number of layers of finite elements. The constitutive relations are formulated in Lagrange variables using a fixed Cartesian coordinate system as a reference one. Kinematic relations are recorded in the metric of the current state. The elastic-plastic properties of shells are described by the theory of plastic flow with isotropic hardening. The equations of motion follow from the balance of the virtual powers of the work. In the first approach, the contact interaction of a shell and an elastic body is modeled by the conditions of nonpenetration along the normal and free slip along the tangent. The nonpenetration conditions are satisfied only in the active phase of the contact interaction; if the contact is broken, they are replaced by conditions on the free surface. In the second approach, the contact interaction of the elastic core with the shell is modeled by the Winkler foundation. Both approaches allow one to describe the nonlinear subcritical deformation of shells of revolution with an elastic core, to determine the limiting (critical) loads in a wide range of loading rates, taking into account the geometric imperfections of the shape. Using both approaches, a numerical simulation of contact interaction problem of an elastoplastic cylindrical shell with a thick-walled elastic core at a quasi-static uniform external pressure is carried out. The study of the influence of the thickness and initial deflection of the shell, as well as the stiffness and thickness of the core, on the value of the critical pressure and the form of buckling has been carried out. Based on these calculations, a conclusion was made about a wide range of applicability of the Winkler foundation model.

© PNRPU

### Введение

В последние десятилетия повышенное внимание уделяется глубокому пониманию процессов, вызванных остаточными напряжениями в слоистых композитах, а именно искажению формы и возможному повреждению изделия еще на стадии его изготовления. Наличие остаточных напряжений в композиционных материалах вызывает появление таких дефектов, как деламинация, коробление, а также повреждение связующего, что, в свою очередь, может оказывать существенное влияние на статическую и усталостную прочность созданного на их основе изделия. Несмотря на то что возможности методов моделирования всех технологических процессов были улучшены за последние десятилетия, задача предсказания возникновения локализованных производственных дефектов и остаточных напряжений для анализа на этапе проектирования изделия по-прежнему не полностью решена. Основными причинами сложившейся ситуации, по-видимому, являются недостатки разработки теоретической базы, большого количества входных параметров (технологического процесса и материала), а также отсутствия надежной универсальной методики, подходящей для практического применения.

В результате процесс изготовления крупных композитных конструкций все еще требует значительных затрат, связанных с эмпирической оптимизацией. Стоит отметить, что статьи, посвященные методикам расчета НДС в конструкциях из ПКМ в процессе изготовления, ежегодно появляются в научных журналах [1, 2]. В работах [3–6] показано, что при моделировании характер разрушения полимерного композитного материала (ПКМ) существенно изменяется при учете влияния технологических напряжений в композите. В частности, некоторый тип трещин, а именно – ориентированных в направлении приложенной нагрузки, может быть реализован только в моделях, где учтены остаточные напряжения. Максимальные напряжения, полученные при моделировании, для образцов AS4/8552-1 после полимеризации могут быть близки к предельным и не должны быть проигнорированы в последующем прочностном анализе. Практический и теоретический интерес представляет вопрос влияния остаточных напряжений на параметры трещиностойкости вблизи свободной кромки образца. В настоящем исследовании проведен анализ влияния присутствия остаточных напряжений, образовавшихся на стадии изготовления материала, на дефект расслаивания

в углеродно-эпоксидном композитном образце в процессе отверждения и после приложения нагрузки. Таким образом, была предпринята попытка изучить природу поля напряжений в процессе изготовления композита и возможного роста трещины вблизи свободной кромки образца.

В настоящей работе рассматривается пример углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 ввиду его популярности в инженерной практике и наличия большого количества экспериментальных данных в литературе [7–9].

### 1. Описание задачи

Для анализа был рассмотрен углеродно-эпоксидный композит AS4/8552-1 с укладкой слоев  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ . Геометрия образца и укладка схематически показаны на рис. 1.

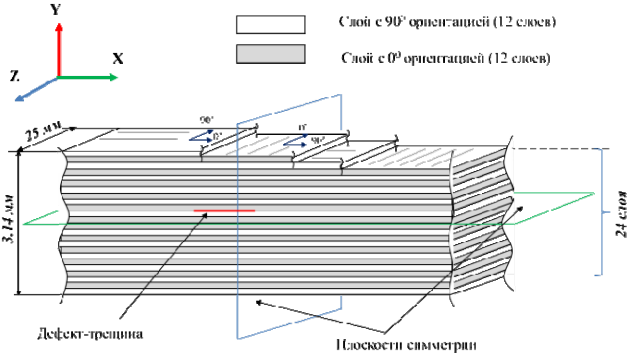


Рис. 1. Образец углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  и дефектом-трещиной

Fig. 1. A specimen of carbon-epoxy composite AS4/8552-1 with  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  lay-up and initial defect-crack

Задача анализа напряжений на свободной кромке образца состоит из двух этапов, схематично представленных на рис. 2.

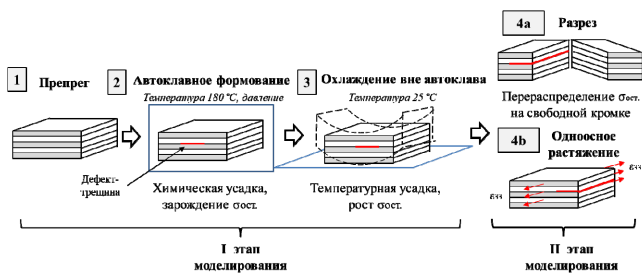


Рис. 2. Схема моделирования

Fig. 2. Scheme of modeling

На первом этапе исследования в настоящей работе рассмотрено изменение распределения поля остаточных напряжений в образцах с укладкой слоев  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  в процессе отверждения с учетом дефекта-расслоения и без него. На втором этапе были проанализированы напряжения на свободной кромке, образующейся после разрезания образца по плоскости  $YZ$  и при последую-

щем приложении одноосной разрушающей нагрузки. Разрез (рис. 3) имитирует идеальное механическое расщепление режущим инструментом.

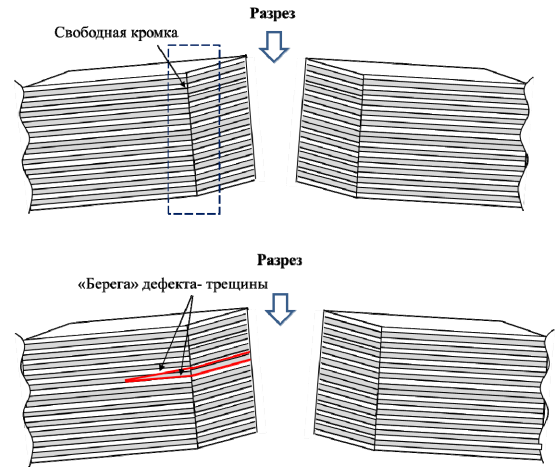


Рис. 3. Разрез образца углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  с имеющимся начальным дефектом-трещиной и без него

Fig. 3. The cut out of the AS4/8552-1 carbon-epoxy composite sample with  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  lay-up with initial defect-crack and without

Для образцов с имеющимся расслоением также была проанализирована история изменения величин интенсивности высвобождения энергии дефектов в режимах раскрытия трещины по механизму нормального отрыва и поперечного сдвига в процессе полимеризации и последующего разрезания с образованием свободной кромки образца, а также при приложении одноосной разрушающей нагрузки.

Для описания поведения материала во время полимеризации была использована специальная модель материала, которая учитывает изменения физико-механических свойств связующего и наполнителя (волокон) во времени и в зависимости от температуры [10–13].

### 2. Моделирование технологического процесса отверждения

Одним из ключевых процессов при изготовлении композитной детали и одновременно «узким местом» моделирования технологического процесса является фазовый переход и затвердевание связующей смолы. Для описания поведения композита в процессе отверждения необходимо учитывать кинетику полимеризации смолы и изменения физико-механических свойств композита в целом.

Для описания поведения углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 во время полимеризации использовалась линейная вязкоупругая модель CHILE [14]. Согласно данной модели жесткость связующего в процессе полимеризации рассчитывается по формуле

$$E_m(T^*) = \begin{cases} E_m^0, & T^* < T_{C1}, \\ E_m^0 + \frac{T^* - T_{C1}}{T_{C2} - T_{C1}} (E_m^\infty - E_m^0), & T_{C1} \leq T^* \leq T_{C2}, \\ E_m^\infty, & T^* > T_{C2}, \end{cases} \quad (1)$$

$$T^* = T_g - T,$$

где  $E_m^0$  – Модуль Юнга неотвержденного связующего;  $E_m^\infty$  – Модуль Юнга полностью отвержденного связующего;  $T_g$  – температура стеклования связующего;  $T_{C1}$ ,  $T_{C2}$  – константы.

Эффективные механические свойства, а также термические и химические усадочные деформации в ПКМ определялись с использованием микромеханических подходов [15, 16]. Для температурных начальных и граничных условий использовался цикл отверждения, рекомендованный производителем (рис. 4).

Параметры материала, используемые при моделировании, были взяты из технического описания, предоставленного производителем материала [17] и приведены в табл. 1.

Модель материала CHILE [14] была реализована посредством разработанной пользовательской подпрограммы UMAT и внедрена в ABAQUS. Встроенная в ABAQUS

стандартная пользовательская подпрограмма UEXPAN использовалась для определения деформаций химического и температурного расширения и усадки, заданных как функции от температуры и степени отверждения.

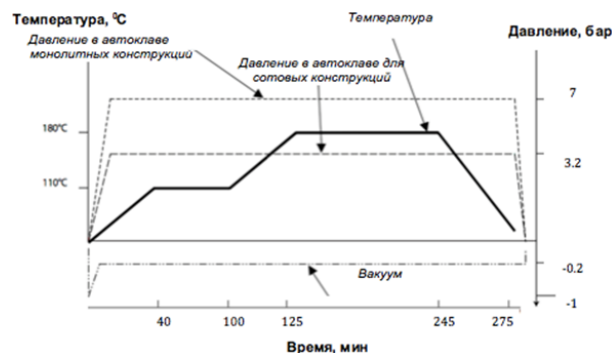


Рис. 4. Цикл отверждения

Fig. 4. Cure cycle

Стандартные подпрограммы HETVAL и USDFLD использовались для учета внутреннего тепловыделения при анализе теплопередачи и для переопределения переменных поля в каждой точке материала соответственно. Описание пользовательских подпрограмм представлено в табл. 2, блок-схема программного кода приведена в работе [18].

Таблица 1

Свойства связующего 8552-1 и волокон AS4, используемые при моделировании

Table 1

Properties of matrix 8552-1 and fiber AS4 used for modeling

№ п.п.	Параметр	Размерность	Обозначение	Значение
<b>Волокна AS4</b>				
1	Модуль Юнга	[ГПа]	$E_{1f}$	228
2	Коэффициент Пуассона	[-]	$E_{2f} = E_{3f}$	17,2
3			$\nu_{12f} = \nu_{13f}$	0,2
4	Модуль сдвига	[ГПа]	$\nu_{23f}$	0,5
5			$G_{12f} = G_{13f}$	27,6
6	Коэффициент теплового расширения	[°C <sup>-1</sup> ]	$G_{23f}$	5,73
7			$CTE_{1f}$	$-0,9 \cdot 10^{-7}$
8	Теплоемкость	[Дж/кг·°C]	$CTE_{2f} = CTE_{3f}$	$7,2 \cdot 10^{-6}$
9	Плотность	[г/см <sup>3</sup> ]	$C_{pf}$	1500
<b>Связующее 8552-1</b>				
10	Модуль Юнга неполимеризованной смолы	[ГПа]	$\rho_f$	1,74
11	Модуль Юнга полимеризованной смолы	[ГПа]	$E_r^0$	0,00467
12	Коэффициент Пуассона неполимеризованной смолы	[-]	$E_r^\infty$	4,67
13	Коэффициент теплового расширения неполимеризованной смолы	[°C <sup>-1</sup> ]	$\nu_r^0$	0,3
14	Коэффициент теплового расширения полимеризованной смолы	[°C <sup>-1</sup> ]	$CTE_r^0$	$7 \cdot 10^{-5}$
15	Объемная усадка	[%]	$CTE_r^\infty$	$16,5 \cdot 10^{-5}$
16	Теплоемкость	[Дж/кг·°C]	$V_{sh}$	6
17	Плотность	[г/см <sup>3</sup> ]	$C_{pr}$	1,3
<b>Композит AS4/8552-1</b>				
18	Теплоемкость	[Дж/кг·°C]	$\rho_t$	1027
19	Теплопроводность	[Вт/м·°C]	$C_p$	1176
20			$k_{11}$	5,5
21	Содержание волокон	[%]	$k_{22} = k_{33}$	0,75
			$V_f$	57,42

Таблица 2  
Описание пользовательских подпрограмм ABAQUS  
Table 2

Description ABAQUS user subroutine

Наименование пользовательской подпрограммы	Описание
UMAT	Пользовательская подпрограмма материала. Результат работы связь: $\epsilon \sim \sigma$
UEXPAN	Процедура, позволяющая учитывать деформации химической усадки и температурные деформации. Результат работы: $\partial \epsilon^{TEMP}$ , $\partial \epsilon^{XIM}$
HETVAL	Процедура, позволяющая учитывать внутреннее тепловыделение. Результат работы: $Q$ (тепловой поток)
USDFLD	Процедура, позволяющая задавать любое поле, определяемое пользователем. Результат работы: $\alpha$ (степень полимеризации)

3. Конечно-элементная модель

В настоящей работе задача решалась в двумерной постановке (в условиях плоской деформаций) ввиду наличия симметрии укладки. В процессе моделирования влиянием оснастки на образец в процессе отверждения пренебрегалось из-за минимального сопротивления формы усадке. Образец считался свободным для перемещений на всех этапах расчета. Для решения задачи отверждения производился связанный тепло-прочностной анализ в конечно-элементном пакете ABAQUS.

Трещина моделировалась посредством специализированной методики разведения узлов (*seam crack technique*) с учетом контактного взаимодействия «поверхность к поверхности» (*surface-to-surface*) ввиду невозможности применения типовых подходов, реализованных в системе ABAQUS: техника виртуального закрытия трещины (*VCCT*) и расширенного метода конечных элементов (*XFEM*) [19], для моделирования трещин при решении связанной тепло-прочностной задачи. Величины интенсивности выделения энергии подсчитывались на основе анализа раскрытия трещины и сил реакции в кончике трещины впрямую. Процесс резки был реализован с помощью специальной методики моделирования, которая деактивирует взаимодействие между двумя частями разрезаемого образца после моделирования цикла отверждения с использованием дополнительного шага анализа.

Модель была построена с использованием элементов CPE3T, CPE4RT (твердотельные 3- или 4-узловые элементы для условий плоских деформаций с дополнительной степенью свободы – температурой, с уменьшенным числом точек интегрирования) таким образом, что элементы в зоне свободного края имеют идеально квадратную форму. В связи с тем, что величина напряжения значительно меняется с увеличением ко-

личества элементов, существует вероятность ошибки при численном анализе при использовании более грубой сетки. На основании проведенного в работе [20] анализа чувствительности НДС к размеру КЭ, в настоящем исследовании при построении КЭМ было использовано 8 элементов на толщину слоя. Сетка в зоне начального дефекта-трещины и вблизи свободной кромки образца, получаемой после разрезания его на две части, измельчена с целью возможности фиксации возникающих эффектов в данной области. В разработанной модели материала деформация матрицы для каждого инкремента времени рассчитывалась отдельно для слоев с направлением укладки  $0^\circ$  и  $90^\circ$ . С целью правильного расчета деформаций и соответственно напряжений в образце, был осуществлен переход из локальных систем координат слоев в глобальную систему координат. Конечно-элементная модель с локальной (123) и глобальной (XYZ) системами координат представлена на рис. 5.

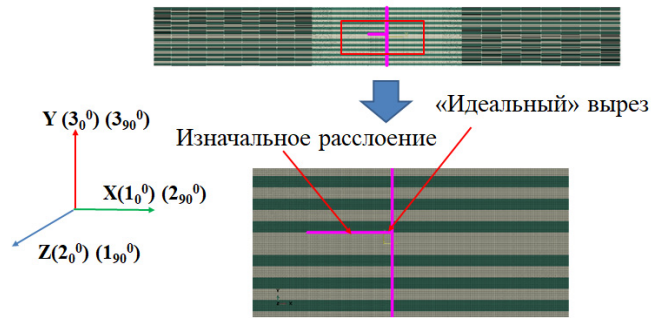


Рис. 5. КЭ модель образца AS4/8552-1 с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ , плотностью сетки 8 элементов на толщину слоя в зоне дефекта и длиной трещины 2 мм

Fig. 5. FEM of the specimen with  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  layup, 2 mm crack and mesh density of 8 element for 1 composite layer

Сопоставление компонент напряжений в локальной и глобальной системах координат для слоев с ориентацией  $0^\circ/90^\circ$  показано в табл. 3.

Таблица 3

Сопоставление компонент напряжений в локальной и глобальной системах координат

Table 3

Comparison of stress components in local and global coordinate systems

Глобальная система координат	Локальная система координат для слоев с ориентацией $0^\circ$	Локальная система координат для слоев с ориентацией $90^\circ$
$\sigma_x$	$\sigma_{22}$	$\sigma_{11}$
$\sigma_y$	$\sigma_{33}$	$\sigma_{33}$
$\sigma_z$	$\sigma_{11}$	$\sigma_{22}$
$\sigma_{xy}$	$\sigma_{23}$	$\sigma_{13}$

#### 4. Исследование распределения статочных напряжений в зоне свободной кромки композита с учетом внедренного дефекта

Влияние внутренних напряжений на свободной кромке в углеродно-эпоксидных композитах в отличие от композитов с металлической матрицей (КММ) недостаточно изучено и до настоящего времени широко не освещалось в научных статьях. В то же время статьи, посвященные анализу дефектов в зоне свободного края ламината под нагрузкой (включая термомеханическое нагружение), ежегодно появляются в научных журналах [21–23]. В большинстве исследований в предлагаемых математических моделях композитов остаточные напряжения не учитываются, и анализ

проводится на идеальных материалах. Анализ возможного расслоения в данной зоне также не проводился.

Результаты конечно-элементного моделирования согласно схеме рис. 2 – распределение остаточных напряжений для отвержденного образца с имеющимся расслоением длиной 6 мм до разреза образца и их перераспределение после разреза – представлены на рис. 6.

При моделировании выреза возникает эффект концентрации напряжений в локальных зонах свободной кромки образца и вершины изначально внедренной трещины.

Стоит отметить, что после механического выреза в небольшой области напряжение в поперечном направлении ( $\sigma_z$ ) по своему значению близко к предельному напряжению ( $\sigma_z = 73,8$  МПа,  $\sigma_{пред} = 81$  МПа) (рис. 7) композитного материала [24].

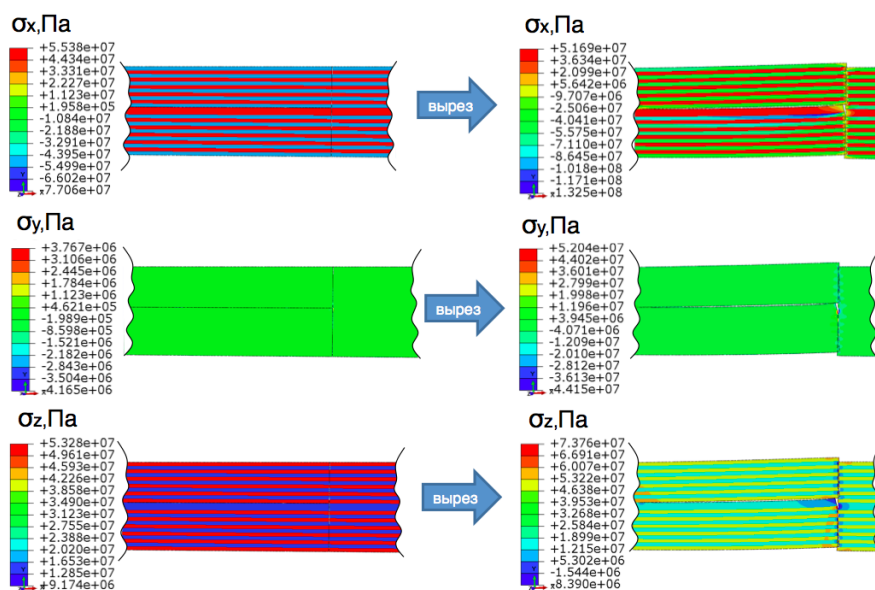


Рис. 6. Распределение напряжений в образце с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  и длиной трещины 6 мм после полимеризации и после резки (в масштабе перемещений  $\times 20$ )

Fig. 6. Stress distribution in the specimen with layup  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  and 6 mm crack after polymerization before and after the cut (on a displacement scale  $\times 20$ )

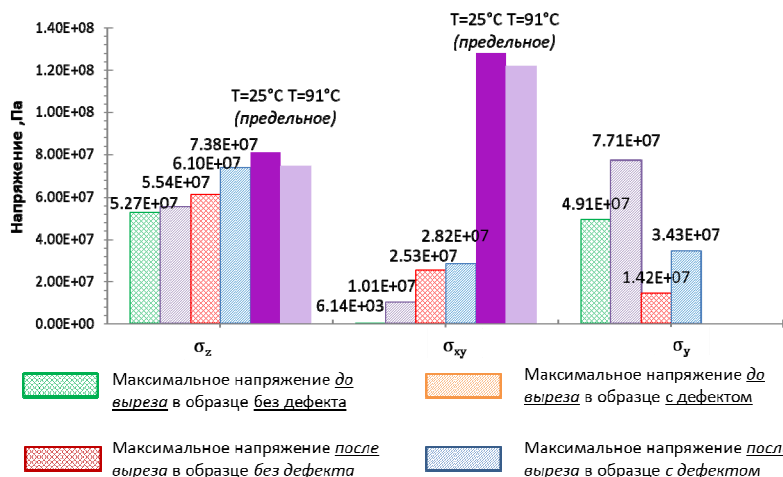


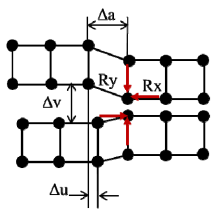
Рис. 7. Сравнение напряжений в образце до, после разрезания на две части с предельным напряжением материала AS4/8552 при  $T = 25$  °C,  $T = 91$  °C [24]

Fig. 7. Comparison stress in the composite before, after cutting with ultimate stress of AS4/8552 at  $T = 25$  °C,  $T = 91$  °C [24]

Таким образом, существует вероятность зарождения микротрещин в образце в процессе изготовления, а также при сравнительно небольшой нагрузке во время эксплуатации. Результаты моделирования согласуются с выводами, указанными в [25], которые продемонстрировали инициирование трещин матрицы в композитном образце [0°/90°] в результате остаточных напряжений, полученных во время технологического цикла отверждения.

### 5. Оценка возможности дальнейшего роста трещины

Для оценки влияния длины имеющегося дефекта (трещины) в композите на возможность дальнейшего роста в процессе полимеризации образца и дальнейшей механической обработки была проанализирована история изменения интенсивности высвобождения энергии по механизму нормального отрыва ( $G_I$ ) и поперечного сдвига ( $G_{II}$ ). Для каждой длины трещины были рассчитаны скорости выделения энергии  $G_I$  и  $G_{II}$  по формулам (2) и (3) (схема приведена на рис. 8) после полимеризации образца и после идеального разреза, имитирующего механическую обработку. Результаты представлены на рис. 9, 10.



$$G_I = \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta v \cdot R_y}{\Delta a \cdot b} \quad (1)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta u \cdot R_x}{\Delta a \cdot b} \quad (2)$$

Рис. 8. Схема вычисления  $G_I$  и  $G_{II}$  (MCCI process) для 4-узловых прямоугольных элементов

Fig. 8. Scheme for calculating  $G_I$  and  $G_{II}$  (MCCI process) for 4-node rectangular elements

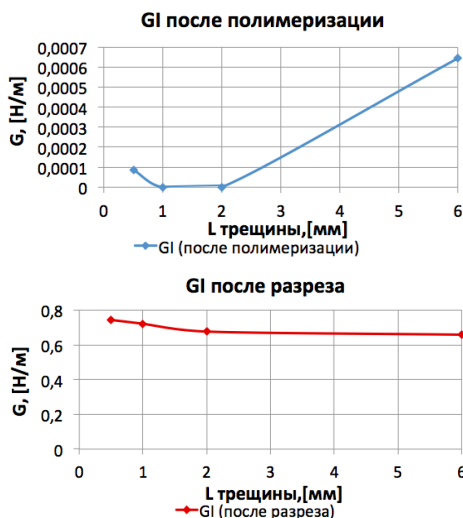


Рис. 9. Значение  $G_I$  в зависимости от длины трещины после полимеризации и после выреза

Fig. 9.  $G_I$  value depending on the crack length after the polymerization and after the cutout

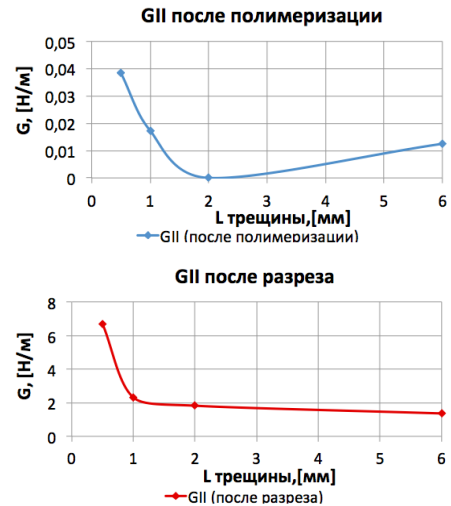


Рис. 10. Значение  $G_{II}$  в зависимости от длины трещины после полимеризации и после выреза

Fig. 10.  $G_{II}$  value depending on the crack length after the polymerization and after the cutout

Для оценки характера изменения значений  $G_I$  и  $G_{II}$  в процессе изготовления материала и оценки возможного дальнейшего роста трещин проведен анализ изменения величин  $G_I/G_{IC}$  и  $G_{II}/G_{IIC}$  для образца с трещиной длиной 6 мм. Значения критических интенсивностей для анализируемого материала приведены в табл. 4 [26, 27].

Таблица 4

Параметры трещиностойкости материала AS4/8552-1 [26, 27]

Fracture toughness of the material AS4 / 8552-1 [26, 27]

$G_{IC}$ [Н/м]	$G_{IIC}$ [Н/м]	$G_{IIIC}$ [Н/м]
280...293.44	790...2590	790...2590

Резкий рост значений скоростей происходит в момент создания идеального разреза образца на две части и образования свободного края, при этом абсолютное значение критериев разрушения ( $G_I/G_{IC}$  и  $G_{II}/G_{IIC}$ ) много меньше 1, что свидетельствует об отсутствии дополнительного роста трещины.

Реальные конструкции из ПКМ могут работать под действием многократных циклических нагрузок. При циклических нагрузках критические значения интенсивностей освобождения энергии имеют тенденцию к уменьшению с увеличением числа циклов. На рис. 11 для материала AS4/8552 показано изменение значения нормализованной энергии разрушения  $G_{max}$  в зависимости от числа циклов, полученных в ходе экспериментального исследования [28]. Предел усталости, полученный для 3 миллионов циклов нагрузки, составляет 50 % от статической критической интенсивности энергии для материала AS4/8552. С последующим увеличением числа циклов существует вероятность дальнейшего снижения критического значения энергии.

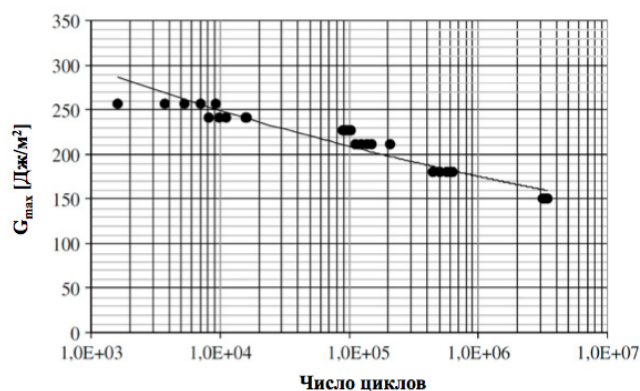


Рис. 11. Кривая усталости для материалов AS4/8552 [28]

Fig. 11. Fatigue curve for material AS/8552 [28]

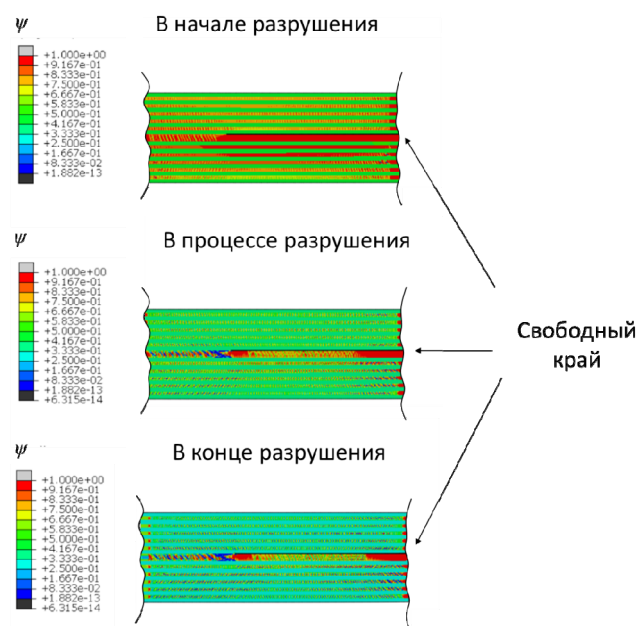
Эти результаты свидетельствуют о том, что предельные значения трещиностойкости при усталостном нагружении на порядки превышают значения, реализуемые в образце под действием остаточных напряжений. Таким образом, усталостные характеристики ПКМ с рассмотренной укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  не изменятся от наличия начальных дефектов-расслоений.

## 6. Исследование НДС в образце с трещиной при одноосном нагружении

На рис. 12 приведен анализ разрушения полимеризованного образца с имеющимися остаточными напряжениями и трещиной длиной 6 мм в процессе одноосного растяжения. При моделировании использовалась модель разрушения ПКМ, описанная в работах [29, 30].

Моделирование проводилось в условиях обобщенного состояния плоской деформации. На первом шаге анализа, в качестве граничных условий, были интегрированы остаточные напряжения из задачи технологического моделирования. Вторым шагом производилось нагружение, при котором увеличивались деформации  $\epsilon_{33}$  во всем сечении. На рис. 12 показано распределение параметра повреждения матрицы (FV2), полученное с учетом остаточных напряжений. Параметр повреждения  $FV2 = 1$  соответствует отсутствию повреждений в матрице,  $FV2 = 0$  соответствует случаю, когда матрица полностью разрушена.

Разрушение в слоях образца происходит лавинообразно. Локальные зоны, в которых напряжения превышают предельные, сосредоточены в вершине трещины и распространяются вдоль имеющегося дефекта. Наблюдается несимметричный характер разрушения матрицы относительно имеющейся трещины (срединой поверхности). При одноосном растяжении образца с имеющимся дефектом, так же как и для образца без начальной трещины, характерны растрескивания вдоль волокон у слоев, ориентированных по направлению приложения нагрузки.

Рис. 12. Распределение повреждений в образце с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  и трещиной длиной 6 мм при одноосном растяжении (8 элементов по толщине одного слоя) с учетом остаточных напряженийFig. 12. Damage distribution in a specimen with  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  layup and 6mm crack under uniaxial tension (8 elements per layer), taking into account residual stresses

## Выводы

В настоящей работе было изучено влияние наличия остаточных напряжений в образце углеродно-эпоксидного композита, образовавшихся в процессе производства, на такие возможные дефекты, как расслоение. Было проведено исследование распределения напряжений вблизи свободного края углеродно-эпоксидного многослойного композита AS4/8552 посредством численного моделирования. Задача была решена для случая плоской деформации для композитного образца с укладкой  $[0^\circ/90^\circ]_{12}$  и идеальным прямым перпендикулярным разрезом после отверждения. Поведение материала в процессе отверждения и распределение остаточных напряжений изучалось с использованием разработанной пользовательской подпрограммы, которая была реализована в системе ABAQUS.

На основании результатов моделирования можно сделать вывод, что максимальные напряжения в образце в продольном направлении близки к предельным. Максимальные напряжения после разрезания образца сосредоточены в небольшой области возле свободного края. Таким образом, существует вероятность зарождения микротрещин в образце в процессе изготовления, а также при сравнительно небольшой нагрузке во время эксплуатации. При этом в процессе изготовления композитного образца и его механического разрезания на две части, которое моделировалось



посредством идеального разреза, рост значений характеристик трещиностойкости достаточно мал по сравнению с критическими показателями, что позволяет сделать заключение об отсутствии дополнительного роста дефектов. Более того, полученные значения характеристик малы и в сравнении с усталостными показателями трещиностойкости, что означает, что присутствие сравнительно небольших дефектов в материале или их появление в процессе изготовления не внесет существенного изменения в усталостные показатели прочности изделия.

## Библиографический список

1. Сахобутдинова Л.Р., Сметанников О.Ю., Ильиных Г.В. Разработка методики расчета НДС композиционной оболочки в процессе изготовления // Прикладная математика и вопросы управления. – 2019. – № 3. – С. 84–99.
2. Моделирование формирования композитов на основе терморезистивных матриц / М.В. Козлов, С.В. Шешенин, А.В. Бабкин [и др.] // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2016. – Т. 12, № 6. – С. 11–17.
3. Bondarchuk D.A., Fedulov B.N., Fedorenko A.N. The effect of residual stress induced by manufacturing on strength on free edge of carbon-epoxy composite with  $[0^\circ/90^\circ]_n$  layup // Procedia Structural Integrity. – 2019. – Vol. 18 – P. 353–367. – URL: <http://www.science-direct.com/science/article/pii/S2452321619303853> (дата обращения: 17.10.2020).
4. Impact of process induced residual stresses on interlaminar fracture toughness in carbon epoxy composites / M.A. Umarfarooq, P.S. Shivakumar Gouda, G.B. Veeresh Kumar, N.R. Banapurmath, Abhilash Edacherian // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2019. – Vol. 17.
5. Naim J.A. Residual stress effects in fracture of composites and adhesives. – URL: <http://www.cof.orsedu/cof/wse/faculty/Naim/papers/EIRSE.pdf> (дата обращения: 20.10.2020).
6. Naim J.A. Energy release rate analysis for adhesive and laminate double cantilever beam specimens emphasizing the effect of residual stresses // International Journal of Adhesion and Adhesives. – 2000. – № 20(1). – P. 59–70. DOI: 10.1016/S0143-7496(99)00016-0
7. Rasuo B., Dinulovic M. Delamination analysis at free edges of composite laminates // World Journal of Engineering. – 2011. – Vol. 8.
8. Hu S., Karpur P., Matikas T.E., Shaw L., Pagano N.J. Free edge effect on residual stress and debond of a composite fibre/matrix interface // Mechanics of Advanced Materials and Structures. – 1995. – Vol. 2. – No. 3. – P. 215–225. DOI: 10.1080/10759419508945841.
9. Domb M.M., Hansen J.S. The effect of cooling rate on free-edge stress development in semi-crystalline thermoplastic laminates // Journal of Composite Materials. – 1998. – Vol. 32, no. 4. – P. 361–386. DOI:10.1177/002199839803200403.
10. Baran, I., Cinar K., Ersoy N. [et al.] A review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes // Archives of Computational Methods in Engineering. – 2017. – Vol. 24, no. 2. – P. 365–395. DOI:10.1007/s11831-016-9167-2
11. Johnston A. An integrated model of the development of process-induced deformation in autoclave processing of composite structures. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/253529873\\_An\\_Integrated\\_Model\\_of\\_the\\_Development\\_of\\_Process-Induced\\_Defomation\\_in\\_Autoclave\\_Processing\\_of\\_Composite\\_Structures](https://www.researchgate.net/publication/253529873_An_Integrated_Model_of_the_Development_of_Process-Induced_Defomation_in_Autoclave_Processing_of_Composite_Structures) (дата обращения: 10.03.2019).

## Благодарность

Работа выполнена в Московском государственном университете им. М.В. Ломоносова при поддержке гранта Российского научного фонда No 20-11-20230.

## Acknowledgement

This work was carried out in the Lomonosov Moscow State University and supported by the Russian Science Foundation, grant no. 20-11-20230.

12. Determination of the model complexity level required to predict the cure-induced deformations in thermoset-based composites / A. Paramentier, B. Wucher [et al.] // 16th European Conference on Composite Materials, ECCM 2014. – Seville, 2014.
13. Bogetti T.A., Gillespie J.W. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates // Journal of Composite Materials. – 1992. – Vol. 26, no. 5. – P. 626–660.
14. A comparison of curing process-induced residual stresses and cure shrinkage in micro-scale composite structures with different constitutive laws / D. Li, X. Li, J. Dai, S. Xi // Journal of Reinforced Plastics and Composites. – 2017. DOI: 10.1177/0731684416629764.
15. Wijskamp S., Akkerman R., Lamers E.A.D. Residual stresses in non-symmetrical carbon-epoxy laminates. – 2014. – URL: [https://www.academia.edu/33715426/Residual\\_stresses\\_in\\_non-symmetrical\\_carbon\\_epoxy\\_laminates](https://www.academia.edu/33715426/Residual_stresses_in_non-symmetrical_carbon_epoxy_laminates) (дата обращения 9.01.2019).
16. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988.
17. Hexply 8552, Epoxy Matrix Product Datasheet. – URL: [http://www.hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_8552\\_eu\\_DataSheet.pdf](http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf) (10.03.2019).
18. Бондарчук Д.А., Федулов Б.Н. Анализ напряжений в ПКМ с концентратором // Инженерные системы–2018: сб. ст. докл. участников международного форума. – Саров, 2018. – С. 7–20.
19. Abaqus 6.14 Documentation. – URL: <http://ivt-abaqusdoc.ivt.ntnu.no:2080/v6.14/books/usb/default.htm> (дата обращения: 17.10.2020).
20. Анализ остаточных напряжений в слоистых композитах на примере симметричной схемы армирования  $[0^\circ/90^\circ]$  / Д.А. Бондарчук, Б.Н. Федулов, А.Н. Федоренко, Е.В. Ломакин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2019. – № 3. – С. 17–26.
21. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Влияние структуры пакета на краевые эффекты в слоистых композитах // Исследования наукограда. – 2014. – № 3. – С. 25–30.
22. Amrutharaj G.S., Lam K.Y., Cotterell B. Delaminations at the free edge of a composite laminate // Composites Part B: Engineering. – 1996. – Vol. 27, no. 5. – P. 475–483. DOI: 10.1016/1359-8368(96)00015-7
23. Yin W.L. Simple Solutions of the free-edge stresses in composite laminates under thermal and mechanical loads // Journal of Composite Materials. – 1994. – Vol. 28, no. 6. – P. 573–586. DOI: 10.1177/002199839402800605

24. Van E.D., Poursartip A. HexPly 8552 material properties database for use with COMPRO CCA and RAVEN. Version 0.9. NCAMP. – 2009. (<http://www.niar.wichita.edu/coe/ncamp.asp>). Проверено 10.03.2019.

25. A comparison of curing process-induced residual stresses and cure shrinkage in micro-scale composite structures with different constitutive laws / D. Li, X. Li, J. Dai, S. Xi // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. – 2017. DOI: 10.1177/0731684416629764

26. Soroush M., Malekzadeh Fard K., Shahravi M. Finite Element Simulation of Interlaminar and Intralaminar Damage in Laminated Composite Plates Subjected to Impact // *Latin American Journal of Solids and Structures*. – 2018. – Vol. 15, no. 6.

27. Low Temperature and Resin Effects on the Mode I Interlaminar Fracture Toughness in Aeronautical Quality Poly-

mer Composites / P. Coronado, P. Camanho [et al.] // *Proceedings of the 2nd International Research Conference on Sustainable Energy, Engineering, Materials and Environment*. – Spain, 2018. – P. 1478.

28. Influence of the Matrix Type on the Mode I Fracture of Carbon-Epoxy Composites Under Dynamic Delamination / A. Arguëlles, J. Viña [et al.] // *Experimental Mechanics*. – 2011. – 03, T. 51. – P. 293–301.

29. Failure analysis of laminated composites based on degradation parameters / B.N. Fedulov, A.N. Fedorenko, M.M. Kantor, E.V. Lomakin // *Meccanica*. – 2018. – Vol. 53, no. 1–2. – P. 359–372.

30. Nonlinear shear behavior and failure of composite materials under plane strain conditions / B. Fedulov, A. Fedorenko, A. Safonov, E. Lomakin // *Acta Mechanica*. – 2017. – Vol. 228, no. 6. – P. 2033–2040.

## References

1. Sahabudinova L.R., Smetannikov O.Ju., Il'inyh G.V. Razrabotka meiodiki rascheta NDS kompozicionnoj obolochki v processe izgotovlenija [Development of a methodology for calculating the stress-strain state of a composite shell in the manufacturing process] // *Prikladnaja matematika i voprosy upravlenija*. – 2019. – №3. – S. 84–99.

2. Kozlov M.V., Sheshenin S.V., Babkin A.V. i dr. Modelirovanie formovanija kompozitov na osnove termoreaktivnyh matric [Modeling the molding of composites based on thermosetting matrices] // *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta*. – 2016. – T. 12, № 6. – p. 11–17.

3. D.A. Bondarchuk, B.N. Fedulova, A.N. Fedorenko, The effect of residual stress induced by manufacturing on strength on free edge of carbon-epoxy composite with [00/900]<sub>n</sub> layup // *Procedia Structural Integrity*. – 2019. – Vol. 18 – pp. 353–367, available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321619303853>.

4. Umarfarooq M.A., Shivakumar Gouda P.S., Veeresh Kumar G.B., Banapurmath N.R., Abhilash Edacherian, Impact of process induced residual stresses on interlaminar fracture toughness in carbon epoxy composites // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2019. – Vol. 17.

5. Nairn J.A. Residual stress effects in fracture of composites and adhesives, available at: <http://www.cof.orsedu/cof/wse/faculty/Nairn/papers/EIRSE.pdf>.

6. Nairn J.A. Energy release rate analysis for adhesive and laminate double cantilever beam specimens emphasizing the effect of residual stresses // *International Journal of Adhesion and Adhesives*. – 2000. – № 20(1). – P. 59–70. DOI: 10.1016/S0143-7496(99)00016-0.

7. Rasuo B., Dinulovic M. Delamination analysis at free edges of composite laminates // *World Journal of Engineering*. – 2011. – Vol. 8.

8. Hu S., Karpur P., Matikas T.E., Shaw L., Pagano N.J. Free edge effect on residual stress and debond of a composite fibre/matrix interface // *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. – 1995. – Vol. 2. – No. 3. – P. 215–225. DOI: 10.1080/10759419508945841

9. Domb M.M., Hansen J.S. The effect of cooling rate on free-edge stress development in semi-crystalline thermoplastic laminates // *Journal of Composite Materials*. – 1998. – Vol. 32. – No. 4. – P. 361–386. DOI:10.1177/002199839803200403

10. Baran, I., Cinar K., Ersoy N. [et al.] A review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes // *Archives of Computational Methods in Engineering*. – 2017. – Vol. 24. – No. 2. – P. 365–395. DOI:10.1007/s11831-016-9167-2

11. Johnston A. An integrated model of the development of process-induced deformation in autoclave processing of composite structures, available at: [https://www.researchgate.net/publication/253529873\\_An\\_Integrated\\_Model\\_of\\_the\\_Development\\_of\\_Process\\_Induced\\_Deformation\\_in\\_Autoclave\\_Processing\\_of\\_Composite\\_Structures](https://www.researchgate.net/publication/253529873_An_Integrated_Model_of_the_Development_of_Process_Induced_Deformation_in_Autoclave_Processing_of_Composite_Structures).

12. Paramentier A., Wucher B. [et al.] Determination of the model complexity level required to predict the cure-induced deformations in thermoset-based composites // *16th European Conference on Composite Materials, ECCM 2014*. – Seville, 2014.

13. Bogetti T.A., Gillespie J.W. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates // *Journal of Composite Materials*. – 1992. – Vol. 26. – No. 5. – P. 626–660.

14. Li D., Li X., Dai J., Xi S. A comparison of curing process-induced residual stresses and cure shrinkage in micro-scale composite structures with different constitutive laws // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. – 2017. DOI: 10.1177/0731684416629764

15. Wijskamp S., Akkerman R., Lamers E.A.D. Residual stresses in non-symmetrical carbon-epoxy laminates. – 2014, available at: [https://www.academia.edu/33715426/Residual\\_stresses\\_in\\_non-symmetrical\\_carbon\\_epoxy\\_laminates](https://www.academia.edu/33715426/Residual_stresses_in_non-symmetrical_carbon_epoxy_laminates).

16. Vasil'ev V.V. *Mehanika konstrukcij iz kompozicionnyh materialov*. – M.: Mashinostroenie, 1988.

17. Hexply 8552, Epoxy Matrix Product Datasheet, available at: [http://www.hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_8552\\_eu\\_DataSheet.pdf](http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf).

18. Bondarchuk D.A., Fedulov B.N. Analiz napriazhenii v PKM s kontsentratorom, V sbornike statei: Inzhenernye sistemy-2018 Sbornik statei dokladov uchastnikov Mezhdunarodnogo foruma [Stress Analysis in PCM with Hub]. *Engineering Systems-2018: collection of articles of reports of participants of the International Forum*, 2018, pp. 7–20.

19. Abaqus6.14 Documentation, available at: <http://ivt-abaqusdoc.ivt.ntnu.no:2080/v6.14/books/usb/default.htm>.

20. Bondarchuk D.A., Fedulov B.N., Fedorenko A.N., Lomakin E.V. Analiz ostatochnykh napriazhenij v sloistyh kompozitah na primere simmetrichnoj shemy armirovanija [0°/90°] // *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politehnicheskogo universiteta. Mehanika*. – 2019. – № 3. – p. 17–26.

21. Dudar'kov Ju.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. Vlijanie struktury paketa na kraevye jeffekty v sloistyh kompozitah // *Issledovanija naukoigrada*. – 2014. – № 3. – p. 25–30.

22. Amrutharaj G.S., Lam K.Y., Cotterell B. Delaminations at the free edge of a composite laminate // *Composites Part B: Engineering*. – 1996. – Vol. 27. – No. 5. – P. 475–483. DOI: 10.1016/1359-8368(96)00015-7
23. Yin W.L. Simple Solutions of the free-edge stresses in composite laminates under thermal and mechanical loads // *Journal of Composite Materials*. – 1994. – Vol. 28. – No. 6. – P. 573–586. DOI: 10.1177/002199839402800605.
24. Van E.D., Poursartip A. HexPly 8552 material properties database for use with COMPRO CCA and RAVEN. Version 0.9. NCAMP. – 2009, available at: <http://www.niar.wichita.edu/coe/ncamp.asp>.
25. Li D., Li X., Dai J., Xi S. A comparison of curing process-induced residual stresses and cure shrinkage in micro-scale composite structures with different constitutive laws // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. – 2017. DOI: 10.1177/0731684416629764.
26. Soroush M., Malekzadeh Fard K., Shahravi M. Finite Element Simulation of Interlaminar and Intralaminar Damage in Laminated Composite Plates Subjected to Impact // *Latin American Journal of Solids and Structures*. – 2018. – T. 15, No. 6.
27. Coronado P., Camanho P., et al.. Low Temperature and Resin Effects on the Mode I Interlaminar Fracture Toughness in Aeronautical Quality Polymer Composites // *Proceedings of the 2nd International Research Conference on Sustainable Energy, Engineering, Materials and Environment*. – Spain, 2018. – p. 1478.
28. Arguëlles A., Viñã J., et al.. Influence of the Matrix Type on the Mode I Fracture of Carbon-Epoxy Composites Under Dynamic Delamination // *Experimental Mechanics*. – 2011. – 03. T. 51.– pp. 293-301.
29. Fedulov B.N., Fedorenko A.N., Kantor M.M., Lomakin E.V. Failure analysis of laminated composites based on degradation parameters // *Meccanica*. – 2018. – Vol. 53. – No. 1–2. – P. 359–372.
30. Fedulov B., Fedorenko A., Safonov A., Lomakin E. Non-linear shear behavior and failure of composite materials under plane strain conditions // *Acta Mechanica*. – 2017. – Vol. 228. – No. 6. – P. 2033–2040.