



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 3, 2019

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI: 10.15593/perm.mech/2019.3.02

УДК 539.3

АНАЛИЗ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТАХ НА ПРИМЕРЕ СИММЕТРИЧНОЙ СХЕМЫ АРМИРОВАНИЯ $[0^\circ/90^\circ]$

Д.А. Бондарчук¹, Б.Н. Федулов^{1,2}, А.Н. Федоренко², Е.В. Ломакин¹

¹Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

²Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 12 апреля 2019 г.
Принята: 28 августа 2019 г.
Опубликована: 17 октября 2019 г.

Ключевые слова:

остаточные напряжения, композит, свободный край, разрушение, математическое моделирование, ABAQUS.

АННОТАЦИЯ

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 микротрещины в связующем, что в свою очередь оказывает существенное влияние на статическую и усталостную прочность созданного на их основе изделия.

В настоящей работе рассмотрено изменение распределения поля остаточных напряжений в образце из известного материала AS4/8552-1 с укладкой слоев $[0^\circ/90^\circ]_n$ в процессе отверждения, и проанализированы напряжения на свободном крае после разреза образца вдоль направления армирования. Модель отверждения численно реализована при помощи пакета конечно-элементного моделирования ABAQUS с использованием специально разработанных пользовательских подпрограмм. Для моделирования отверждения решалась связанная тепловая и прочностная задача в условиях плоской деформации. Показано существенное различие остаточных напряжений на свободном крае до и после механического среза. Рассчитанные остаточные напряжения далее использованы для анализа развития разрушения композита при одноосном растяжении. 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.

© ПНИПУ

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

Федулов Борис Никитович – д.ф.-м.н., в.н.с., e-mail: fedulov.b@mail.ru, ID: [0000-0002-6797-2424](https://orcid.org/0000-0002-6797-2424)

Федоренко Алексей Николаевич – к.т.н., с.н.с., e-mail: 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., e-mail: 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, ID: [0000-0002-0238-455X](https://orcid.org/0000-0002-0238-455X).

Boris N. Fedulov – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, e-mail: fedulov.b@mail.ru,

ID: [0000-0002-6797-2424](https://orcid.org/0000-0002-6797-2424)

Alexey N. Fedorenko – CSc in Technical Sciences, Senior Researcher, e-mail: 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,

e-mail: 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)

THE ANALYSIS OF RESIDUAL STRESSES IN LAYERED COMPOSITES WITH $[0^\circ/90^\circ]$ LAYUP

D.A. Bondarchuk¹, B.N. Fedulov^{1,2}, A.N. Fedorenko², E.V. Lomakin¹

¹Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation

²Skolkovo institute of science and technology, Moscow, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 12 April 2019
Accepted: 28 August 2019
Published: 17 October 2019

Keywords:

residual stress, composite, free edge, fracture, mathematical modeling, Abaqus.

ABSTRACT

Recently an increased attention has been paid to the deep understanding of the processes caused by residual stresses in laminated composites, specifically, shape distortion and possible product damages at the stage of manufacturing. The presence of residual stresses in a composite material affects the occurrence of such defects as delamination, warping, as well as the appearance of microcracks in a matrix of a material, which has a significant impact on the static and fatigue strength of the product made of composite materials.

This paper considers a change in the distribution of the residual stress field in a specimen from the known material AS4/8552-1 with the layers $[0^\circ/90^\circ]_n$ in the curing process and the stresses on the free edge after the cut of the sample along the reinforcement direction. The curing model is numerically implemented using ABAQUS finite element modeling package with special user subroutines. The coupled thermal and strength problem under plane strain conditions is solved to model the curing. A significant difference in residual stresses at the free edge before and after the mechanical cutoff is shown. Computed residual stresses are further used to analyze the development of the composite fracture under uniaxial tension. As a result of modelling the loading of the composite up to failure with a consideration of the residual stresses, it is shown that tension leads to cracking of the matrix in layers where the orientation of the reinforcement coincides with the direction of the load application. At the same time, when ignoring residual stresses, the appearance of such defects is not observed. This research shows that residual stresses affect both the strength of the material and the mode of failure.

© PNRPU

Введение

Широко известная проблема концентрации напряжений – так называемый эффект на свободном крае – исследовалась многими учеными [1–7]. Эффекты, связанные с остаточными напряжениями в ПКМ, в основном объясняются несоответствием свойств материала двух смежных разнонаправленных слоев ламината, которое в свою очередь вызывает возникновение пространственных нормальных компонент напряжений. В работе [3] Shoufeng Hu et al. проведено детальное исследование влияния свободного края на перераспределение остаточных напряжений, деламинацию в образцах посредством теоретического моделирования, численного анализа и экспериментальных исследований для композитов с металлической матрицей (КММ). Влияние внутренних напряжений на свободном крае в углеродно-эпоксидных композитах в отличие от КММ недостаточно изучено и до настоящего времени широко не освещалось в научных статьях. Однако статьи, посвященные анализу дефектов в зоне свободного края под нагрузкой (включая термомеханическое нагружение), ежегодно появляются в научных журналах [4–7]. В большинстве исследований в предлагаемых математических моделях композитов остаточные напряжения не учитываются, и анализ проводится на идеальных материалах.

Остаточные напряжения, возникающие в процессе изготовления, оказывают непосредственное влияние на качество продукции [8, 9] и могут вызвать проблемы со

сборкой конструкции ввиду коробления. Кроме того, остаточные напряжения могут достигать значений, близких к предельным, и значительно снижать прочность конечной композитной структуры. Наличие остаточных напряжений в сочетании с механическими нагрузками может привести к таким дефектам в композитных конструкциях, как поперечное растрескивание (микротрещины), расслоение и коробление. Все эти производственные эффекты делают актуальным изучение физико-химических изменений, сопровождающих процессы производства ПКМ.

Существующие подходы к анализу изменений механических свойств, напряжений и деформаций терморезистивных композитов систематизированы в работах [10–15].

Целью данного исследования является:

- определение величины остаточных напряжений в композитном образце в процессе полимеризации;
- определение изменения НДС на свободном крае в отвержденном образце после разрезания на две части;
- анализ влияния остаточных напряжений на прочность материала.

Формирование остаточных напряжений в ПКМ зависит от многих факторов, и решение этой проблемы включает в себя несколько подзадач. Для простоты и в качестве первого шага исследования в текущей работе рассмотрен образец с укладкой $[0^\circ/90^\circ]_n$. Поскольку существует симметрия, моделирование может быть осуществлено в двумерной постановке в условиях плоской деформации. Следует отметить, что эффекты искажения формы и разруше-

ния становятся более очевидными для композитов с укладкой $[0^\circ/90^\circ]_n$ из-за максимальной разницы в анизотропных свойствах каждого отдельного слоя.

Для оценки остаточных напряжений и деформаций в конструкциях из ПКМ в настоящее время широко применяется упрощенный метод – метод «cooldown», который позволяет учитывать только температурные деформации в изделии, но не химическую усадку связующего. Данная методика может быть реализована в коммерческом ПО-ANSYS, ABAQUS, PATRAN/NASTRAN и т.д. с использованием стандартных процедур.

Ввиду того, что встроенной модели полимеризации материала [10], в которой была бы реализована математическая модель поведения термореактивного связующего и волокна в процессе полимеризации, в коммерческих ПО нет, возникла необходимость в собственной встраиваемой пользовательской подпрограмме (UMAT). Данная подпрограмма может быть использована в любом коммерческом ПО, которое допускает использование собственных пользовательских процедур.

В настоящей работе рассматривается пример углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 ввиду его популярности в инженерной практике и наличия данных в литературе [10, 16, 17].

1. Описание задачи

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

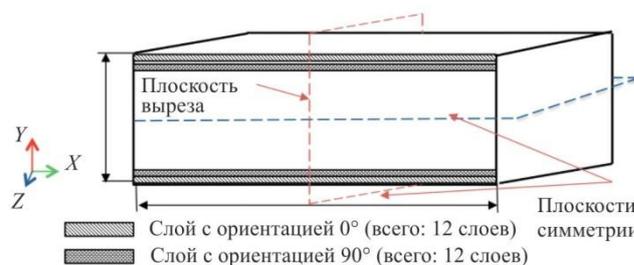


Рис. 1. Образец углеродно-эпоксидного композита AS4/8552-1 с укладкой $[0^\circ/90^\circ]_{12}$

Fig. 1. A specimen of carbon-epoxy composite AS4/8552-1 with $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ layup

Задача анализа напряжений на свободном крае состояла из двух этапов. На первом этапе происходило моделирование процесса отверждения и формирования остаточных напряжений. На втором этапе – анализ НДС на свободном крае в зоне идеального поперечного выреза.

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, 11, 18, 19].

Для температурных начальных и граничных условий использовался цикл отверждения, рекомендованный производителем (рис. 2). Параметры материала, используемые при моделировании, были взяты из технического описания, предоставленного производителем материала [16].

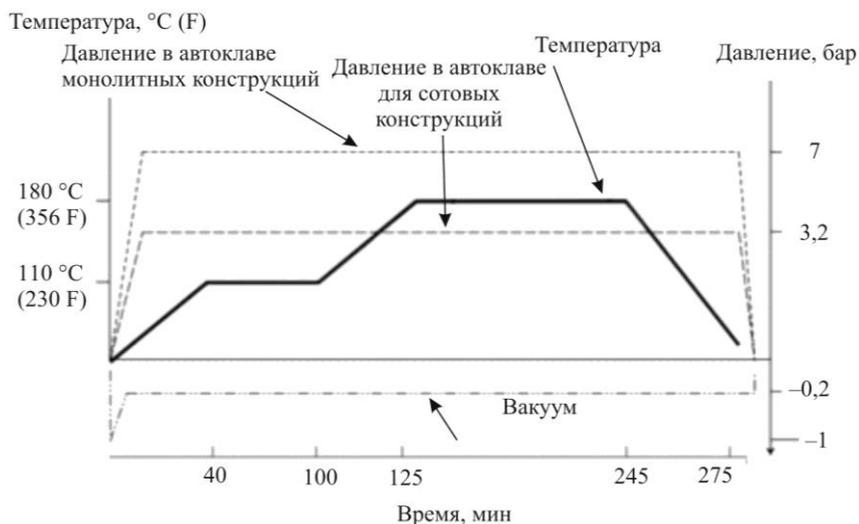


Рис. 2. Цикл отверждения

Fig. 2. Cure cycle

2. Модель материала

Одним из ключевых процессов при изготовлении композитной детали и одновременно «узким местом» моделирования технологического процесса является фазовый переход и затвердевание смолы. Для описа-

ния поведения композита в процессе отверждения необходимо учитывать кинетику полимеризации смолы и изменения физико-механических свойств композита.

В настоящее время широко используются следующие модели материалов: упругая, псевдовязкоупругая

(модель CHILE [20])» и вязкоупругая для прогнозирования остаточных напряжений для термореактивных полимерных композитов, вызванных процессом отверждения. В работах [20, 21] было показано, что модель CHILE и вязкоупругая модель достаточно точно описывают поведение материала и могут быть надежно применены при моделировании поведения термореактивных полимерных композитов в процессе отверждения. В настоящей работе для описания поведения углеродно-эпоксидного композита (AS4/8552-1) во время затвердевания использовалась модель CHILE ввиду ее простоты. Эффективные механические свойства, а также деформации, образующиеся вследствие термической и химической усадки, рассчитываются с использованием микромеханических подходов [22] на основе данных, представленных в [16]. Модель материала CHILE была внедрена в программную систему для конечно-элементного моделирования ABAQUS посредством разработанной пользовательской подпрограммы UMAT. Встроенная пользовательская подпрограмма UEXPAN использовалась для определения деформаций, заданных как функция от температуры и степени отверждения. Подпрограммы HETVAL и USDFLD использовались для учета внутреннего тепловыделения при анализе теплопередачи и переопределения переменных поля в каждой точке материала соответственно. Верификация разработанной подпрограммы приведена в работе [23].

3. Результаты моделирования

В настоящей работе задача решалась в двумерной постановке (для случая плоских деформаций) ввиду наличия симметрии укладки. В процессе моделирования влиянием оснастки на образец в процессе отверждения пренебрегли ввиду минимального сопротивления формы усадке. Образец считался свободным для перемещений на всех этапах расчета. Процесс резки был реализован с помощью специальной методики моделирования, которая деактивирует взаимодействие между двумя частями разрезанного образца после моделирования цикла отверждения с использованием дополнительного шага анализа. Для решения задачи отверждения производился связанный теплопрочностной анализ в конечно-элементном пакете ABAQUS. Модель была построена с использованием элементов CPE3T, CPE4RT таким образом, что элементы в зоне выреза имеют квадратную форму. Сетка около зоны свободного края (зоны выреза) 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° и 90° . С целью правильного расчета деформаций и 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. 3.

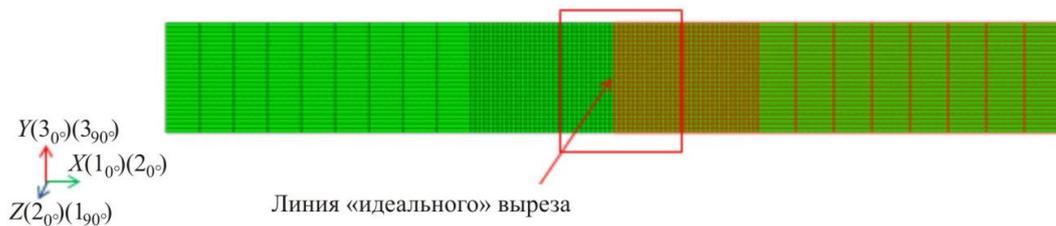


Рис. 3. КЭМ образца толщиной 3,12 мм, ориентацией $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ и плотностью сетки в зоне свободного края – один элемент на один композитный слой

Fig. 3. FEM of the specimen with the thickness of 3.12 mm and $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ layup and mesh density on the region of the free edge, i.e. 1 element for 1 composite layer

Сопоставление компонентов напряжений в локальной и глобальной системах координат для слоев с ориентацией 0° и 90° показано в таблице.

Сопоставление компонент напряжений в локальной и глобальной системах координат

Comparison of stress components in local and global coordinate systems

Глобальная система координат	Локальная система координат для слоев с ориентацией 0°	Локальная система координат для слоев с ориентацией 90°
σ_x	σ_{22}	σ_{11}
σ_y	σ_{33}	σ_{33}
σ_z	σ_{11}	σ_{22}
σ_{xy}	σ_{23}	σ_{13}

4. Исследование НДС в зоне свободного края после идеального выреза

Результаты конечно-элементного моделирования – распределение остаточных напряжений для отвержденного образца до разреза и их перераспределение после разреза представлены на рис. 4. При моделировании выреза возникает эффект концентрации максимальных напряжений в локальных зонах области свободного края.

Ввиду того что результат моделирования может зависеть от качества сетки, был проведен анализ чувствительности НДС для образцов с различными размерами элементов сетки – 1, 2, 4, 8, 16 и 32 элемента на один слой в зоне свободного края.

Компоненты напряжений σ_{11} , σ_{22} , σ_{33} , возникающие в образце во время полимеризации (до разрезания), не так чувствительны к размеру сетки, как напряжения после выреза. Отношение максимального (минимального) напряжения в композите до разреза к напряжению после разреза представлено на рис. 5 для различных вариантов сеток. Напряжение σ_{22} до разреза и после разреза изменяется незначительно (рис. 5, в). В то же время существенное увеличение максимальных напряжений σ_{33} и особенно максимальных напряжений σ_{13} по толщине после разрезания образца можно наблюдать на рис. 5, д, ж. При дальнейшем уменьшении размера элемента будет наблюдаться рост минимальных остаточных напряжений σ_{22} (рис. 5, з). Стоит отметить, что «полной стабилизации» значений компонент напряжений при улучшении

качества сетки не происходит. Таким образом, в небольших областях напряжения могут достигать значений выше предельных. Данное явление вызвано возникновением сингулярности в зоне свободного края. Чтобы избежать данного эффекта следует применять модель разрушения.

Полученные результаты подтверждают существование зависимости напряжений в образце после разреза от размера сетки. В связи с тем что величина напряжения значительно меняется с увеличением количества элементов на слой, существует вероятность ошибки при численном анализе при использовании более грубой сетки. Для получения приемлемых результатов достаточно использовать минимум 4 элемента по толщине слоя.

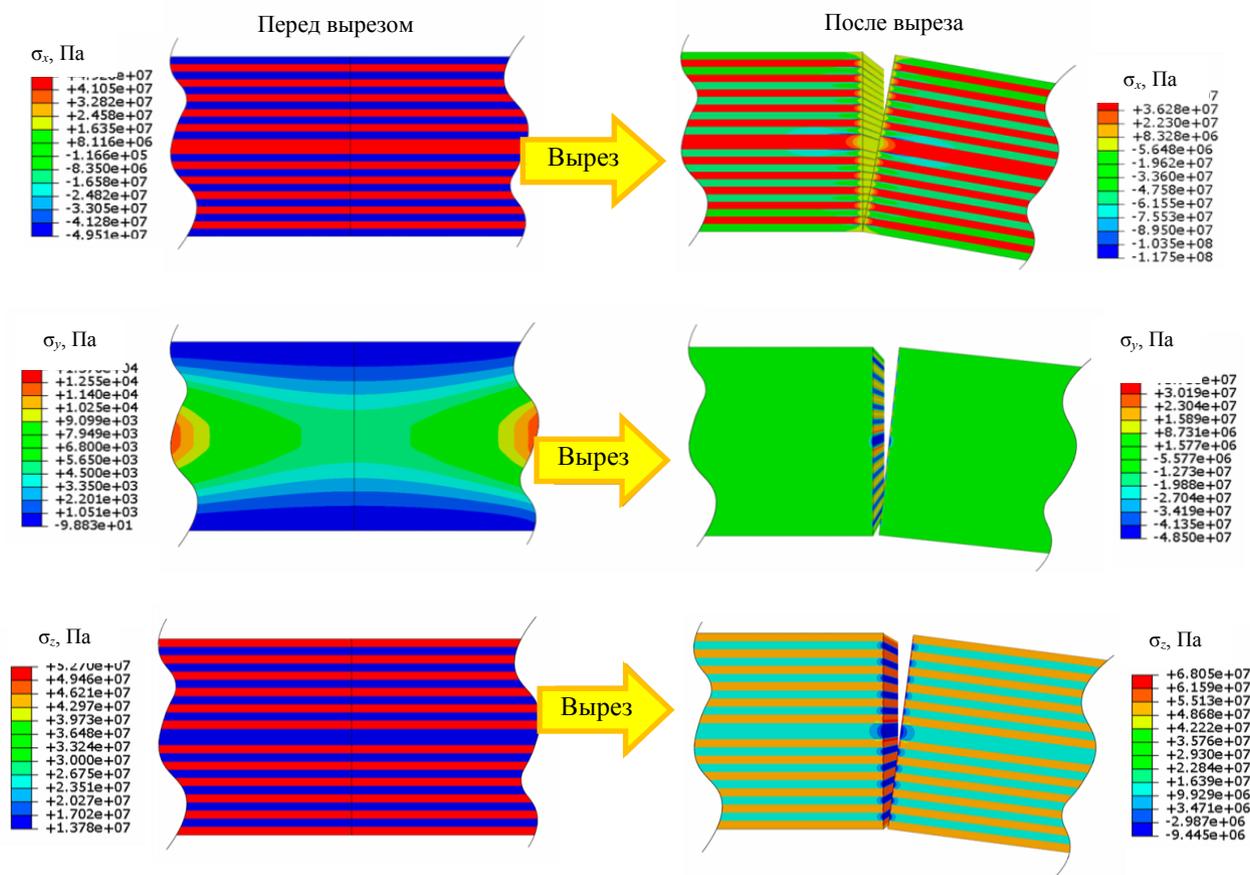


Рис. 4. Распределение напряжений в образце после полимеризации до и после разреза (сетка – 32 элемента на один слой)

Fig. 4. Stress distribution in the specimen after polymerization before and after the cut (the mesh has 32 elements per layer)

На рис. 4 показано, что абсолютное максимальное напряжение в поперечном направлении в основном сосредоточено в довольно небольшой области и близко к предельному напряжению (рис. 6) композитного материала [16].

Таким образом, существует вероятность зарождения микротрещин в образце в процессе изготовления, а так-

же при сравнительно небольшой нагрузке во время эксплуатации. Результаты моделирования согласуются с выводами, указанными в [21], которые продемонстрировали инициирование трещин матрицы в композитном образце $[0^\circ/90^\circ]$ в результате остаточных напряжений, полученных во время технологического цикла отверждения.

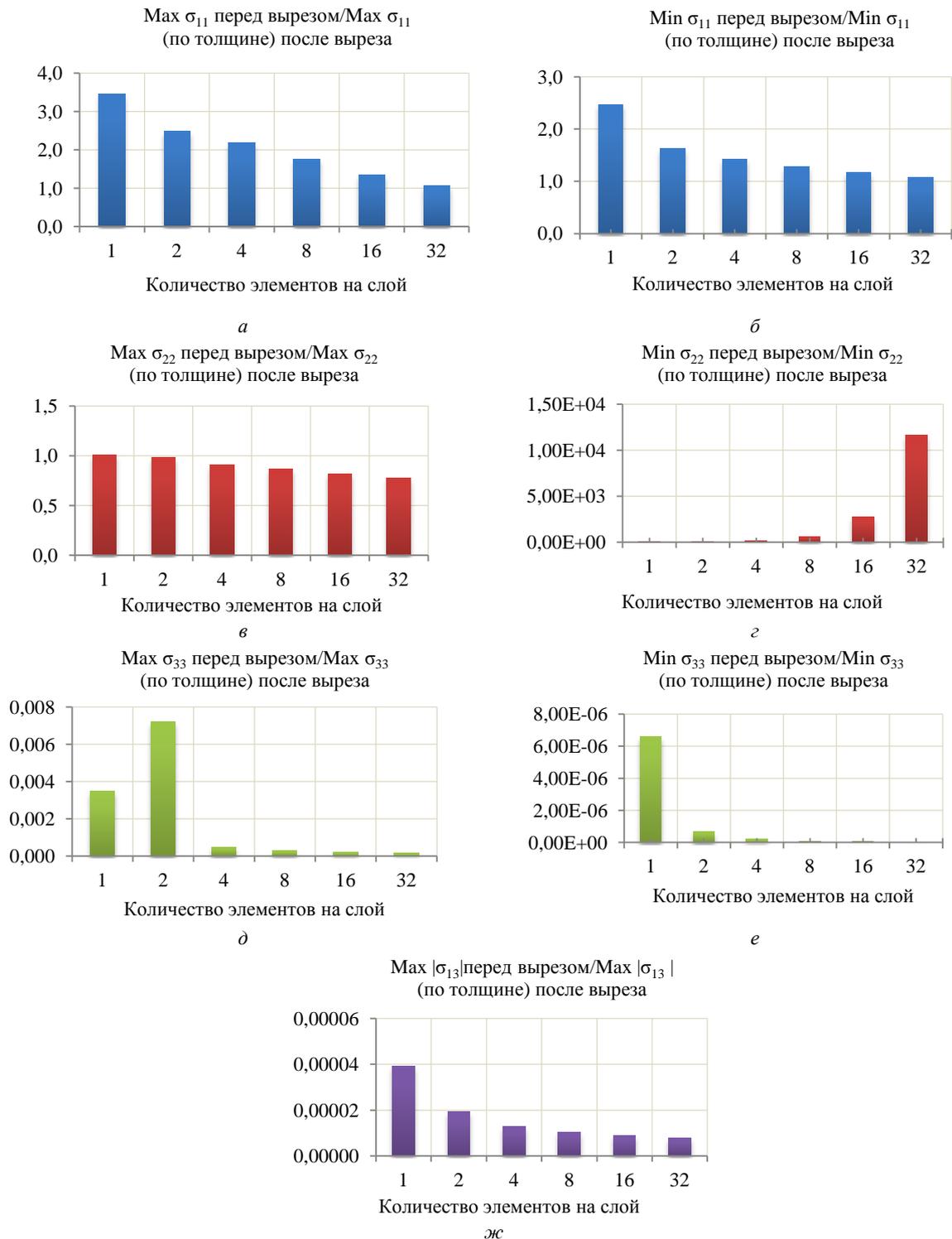


Рис. 5. Отношение максимального (минимального) напряжения в композите до разреза к напряжению после разреза для различных сеток

Fig. 5. The ratio of the maximum (minimum) stress in the composite before the cut to the stress, after the cut to different meshes

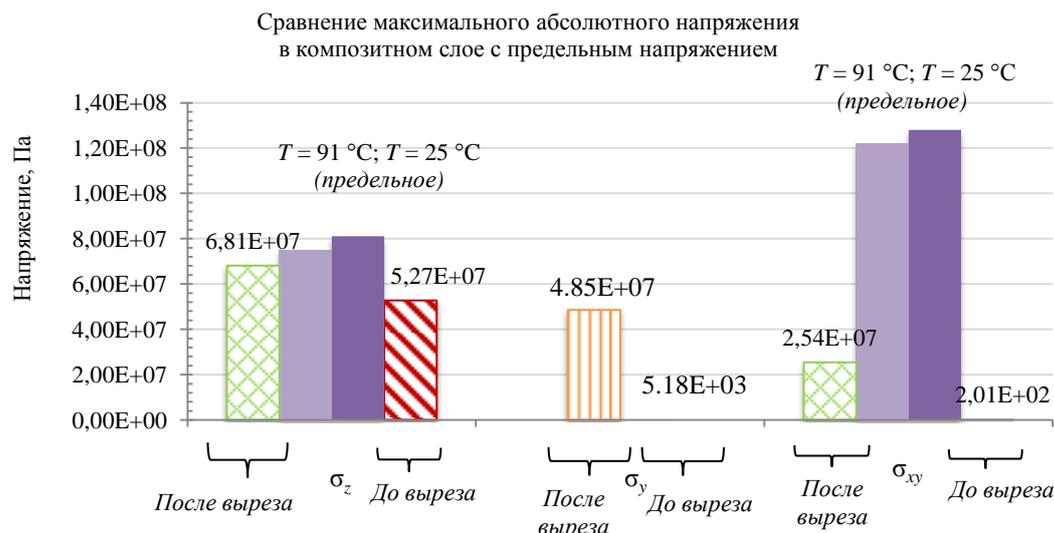


Рис. 6. Напряжение сравнения в композите до, после резки с предельным напряжением при $T = 25\text{ }^\circ\text{C}$, $T = 91\text{ }^\circ\text{C}$

Fig. 6. Comparison stress in the composite before, after cutting with ultimate stress at $T = 25\text{ }^\circ\text{C}$, $T = 91\text{ }^\circ\text{C}$

5. Исследование НДС в образце при растяжении

На рис. 7 приведен анализ разрушения полимеризованного образца (с имеющимися остаточными напряжениями) в процессе одноосного растяжения. При моделировании использовалась модель разрушения ПКМ, описанная в работах [25, 26].

Моделирование проводилось в условиях обобщенного состояния плоской деформации. На первом шаге зачитывались остаточные напряжения из задачи техно-

логического моделирования. Вторым шагом производилось нагружение, при котором увеличивались деформации ϵ_{33} во всем сечении. На рис. 7 показано распределение параметров повреждения матрицы ψ , полученное с учетом остаточных напряжений. Параметр повреждения $\psi = 1$ соответствует случаю, когда поврежден в матрице нет, $\psi = 0$ соответствует случаю, когда матрица разрушена. Рис. 7 также демонстрирует распределение параметров повреждения без учета технологических напряжений, нагружение проводилось от нулевых значений компонент напряжений.

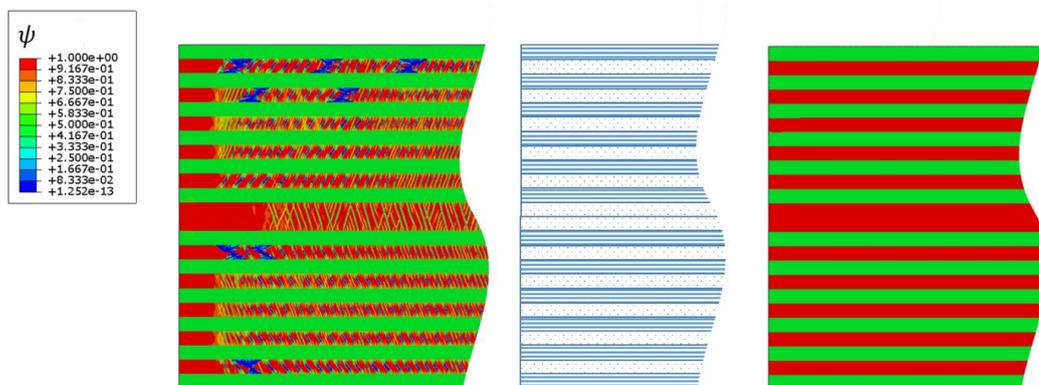


Рис. 7. Распределение повреждений в образце с укладкой $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ при одноосном растяжении (32 элемента на один слой); слева – с учетом остаточных напряжений, справа – без учета остаточных напряжений

Fig. 7. Damage distribution in a specimen with $[0^\circ/90^\circ]_{12}$ layup under uniaxial tension (32 elements per layer); on the left) taking into account residual stresses, on the right) without taking into account residual stresses

На рис. 7 распределение повреждений при растяжении с учетом остаточных напряжений имеет несимметричный характер (относительно срединной поверхности). Поскольку появление зон, в которых напряжения превышают предельные, единично и разрушение в слоях происходит лавинообразно, наблюдается несимметричный характер разрушения матрицы. В расчетах ис-

пользовался динамический решатель с явной схемой, что приводит к незначительным погрешностям, что в своем случае оказывает влияние на симметричность (относительно срединной поверхности) распределения параметра поврежденности.

Видно, что картина разрушения различна и при отсутствии остаточных напряжений нет характерных рас-

трескиваний вдоль волокон у слоев, ориентированных вдоль направления приложения нагрузки.

В работах [26] и [27] визуальный и рентгенографический анализ образцов при одноосном растяжении показал наличие интенсивного образования трещин в связующем (рис. 8 и 9).

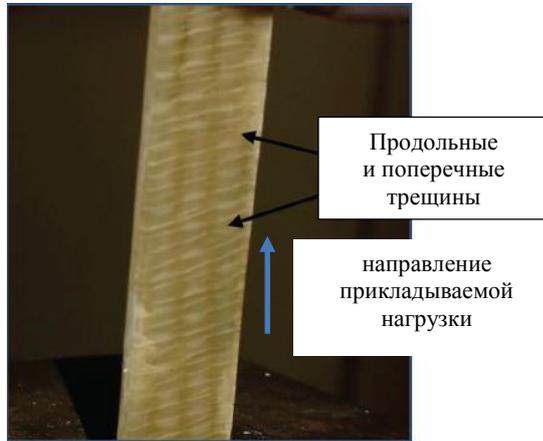


Рис. 8. Образование трещин в матрице при продольном растяжении в образце $0^\circ/90^\circ$

Fig. 8. The formation of cracks in the matrix under longitudinal tension in $0^\circ/90^\circ$ specimen

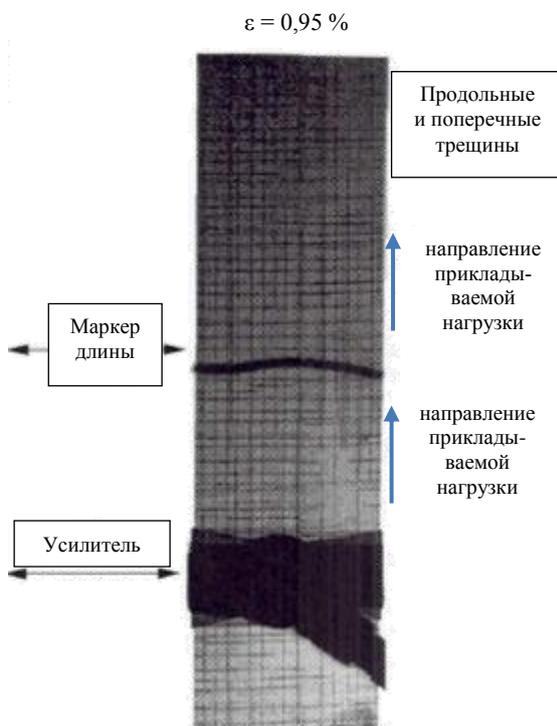


Рис. 9. Рентгеновский снимок трещин в образце $[0_4^\circ/90_4^\circ]$ при однонаправленном нагружении

Fig. 9. X-ray image of cracks in the specimen $[0_4^\circ/90_4^\circ]$ under unidirectional loading

Выводы

В настоящей работе было проведено исследование распределения напряжений вблизи свободного края углеродно-эпоксидного многослойного композита AS4/8552 посредством конечно-элементного моделирования. Задача была решена для случая плоской деформации для композитного образца с укладкой $[0^\circ/90^\circ]_n$ и идеальным прямым разрезом после отверждения. Поведение материала в процессе отверждения и распределение остаточных напряжений изучалось с использованием разработанной пользовательской подпрограммы, которая была реализована в ABAQUS. На основании результатов моделирования можно сделать вывод, что максимальные напряжения в образце близки к предельным. Максимальные напряжения после разрезания образца сосредоточены в небольшой области (не превышающей 10 микрон) возле свободного края.

Согласно данным, приведенным в техническом паспорте продукта, предел прочности при поперечном растяжении для отвержденного препрега AS4 /8552 составляет 81 МПа. Максимальное напряжение, полученное при моделировании, для образцов после полимеризации перед вырезом составляет 52,7 МПа, а для образцов после разреза значения напряжения достигают 68 МПа. Напряжение вне плоскости после разреза составляет 48 МПа. Таким образом, значения для напряжений являются существенными и не могут быть проигнорированы в последующем прочностном анализе. Наблюдаемые эффекты невозможно увидеть, используя при моделировании оболочечные элементы, основанные на плоском напряженном состоянии.

Было показано, что характер разрушения существенно различен при учете влияния технологических напряжений в композите. В частности, некоторый тип трещин, а именно в продольном направлении вдоль приложения нагрузки, реализуется только в моделях, где учтены остаточные напряжения.

Разработанная модель (полимеризации) является универсальной и может быть использована для определения остаточных напряжений/ деформаций и для анализа механики разрушения изделий из ПКМ с термореактивным связующим с произвольной укладкой и геометрией изделия.

Благодарность

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант номер 18-31-20026).

Благодарность

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (grant number 18-31-20026).

Библиографический список

1. Mittelstedt C., Becker W. Free-edge effects in composite laminates // *Applied Mechanics*. – 2007. – Vol. 60. – No. 6. – P. 217–245. DOI:10.1115/1.2777169
2. Rasuo B., Dinulovic M. Delamination analysis at free edges of composite laminates // *World Journal of Engineering*. – 2011. – Vol. 8.
3. Free edge effect on residual stress and debond of a composite fibre/matrix interface / Hu Shoufeng, Karpur Prasanna, Matikas Theodore E., Shaw Leon, Pagano Nicholas J. // *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. – 1995. – Vol. 2. – No. 3. – P. 215–225. DOI: 10.1080/10759419508945841
4. 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
5. 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
6. 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
7. 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.
8. Strength analysis and process simulation of subway contact rail support bracket of composite materials / B.N. Fedulov, A.A. Safonov, I.V. Sergeichev, A.E. Ushakov, Y.G. Klenin, I.V. Makarenko // *Applied Composite Materials*. – 2016. – Vol. 23. – No. 5. – P. 999–1013.
9. Design and optimization of a vacuum infusion technological process for hopper car fabrication using polymeric composite materials / A.E. Ushakov, A.A. Safonov, I.V. Sergeichev [et al.] // *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*. – 2015. – Vol. 44. – No. 3. – P. 276–282. DOI: 10.3103/S105261881503022X
10. A review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes / I. Baran, K. Cinar, N. Ersoy [et al.] // *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_ProcessInduced_Deformation_in_Autoclave_Processing_of_Composite_Structures (accessed 10 March 2019).
12. White S.R., Hahn H.T. Process modelling of composite materials: residual stress development during cure. Part II. Experimental validation // *Journal of Composite Materials*. – 1992. – Vol. 26. – No. 16. – P. 2423–2453. DOI: 10.1177/002199839202601604
13. Johnston A., Vaziri R., Poursartip A. A plane strain model for process-induced deformation of laminated composite structures // *Journal of Composite Materials*. – 2001. – Vol. 35. – No. 16. – P. 1435–1469. DOI:10.1106/YXEA-5MH9-76J5-BACK
14. Three-dimensional characterization of pultruded fiberglass-epoxy composite materials / Y.R. Chachad, J.A. Roux, J.G. Vaughan, E. Arafat // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. – 1995. – Vol. 14. – No. 5. – P. 495–512. DOI: 10.1177/073168449501400506
15. Die and post-die temperature and cure in graphite/epoxy composites / M. Valliappan, J.A. Roux, J.G. Vaughan, E.S. Arafat // *Composites Part B: Engineering*. – 1996. – Vol. 27. – No. 7. – P. 1–9. DOI: 10.1016/1359-8368(95)00001-1
16. Hexply 8552, Epoxy Matrix Product Datasheet. – URL: http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf (accessed 10 March 2019).
17. Van E.D., Poursartip A. HexPly 8552 material properties database for use with COMPRO CCA and RAVEN. Version 0.9. NCAMP. – 2009. – URL: <http://www.niar.wichita.edu/coe/ncamp.asp> (accessed 10 March 2019).
18. 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.
19. Optimal process design for large-scale pultrusion structures / A. Safonov, D. Bondarchuk, A. Saratov, E. Ushakov, I. Akhatov. – URL: <http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM21proceedings/papers/3722.pdf> (accessed 10 March 2019).
20. 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.
21. 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
22. Multiscale characterization and representation of composite materials during processing / N. Zobeiry, A. Forghani, C. Li, K. Gordnian [et al.] // *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. – 2016. – Vol. 374. DOI: 374. 20150278. 10.1098/rsta.2015.0278
23. 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 (accessed 9 January 2019).
24. 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.
25. 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.
26. 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.
27. Tinò S.R.L., Aquino E.M.F. Fracture Characteristics and Anisotropy in Notched Glass Fiber Reinforced Plastics // *Materials Research*. – 2004. – No. 17. – P. 1610–1619. DOI: 10.1590/1516-1439.302314
28. Gyekenyesi A.L. Crack Development in Cross-Ply Laminates Under Uniaxial Tension. 1996. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19960015867.pdf> (accessed 10 March 2019).
29. Mechanical performance of carbon-epoxy laminates. Part II: quasi-static and fatigue tensile properties / J.R. Tarpani, M.T. Milan, D. Spinelli, W.W. Bose // *Materials Research*. – 2006. – Vol. 9. – No. 2. – P. 121–130. DOI:10.1590/S1516-14392006000200003
30. Experimental investigation on damage evolution in cross-ply laminates subjected to quasi-static and fatigue loading / H. Shen, W. Yao, W. Qi, J. Zong // *Composites Part B: Engineering*. – 2017. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.02.033

References

1. Mittelstedt C., Becker W. Free-Edge Effects in Composite Laminates, 2007, *Applied Mechanics*, vol. 60(6), pp. 217-245. DOI:10.1115/1.2777169
2. Rasuo, B., Dinulovic, M. Delamination Analysis At Free Edges of Composite Laminates, *World Journal of Engineering*, 2011, vol. 8.
3. Hu, Shoufeng, Karpur, Prasanna, Matikas, Theodore E., Shaw, Leon, Pagano, Nicholas J. Free edge effect on residual stress and debond of a composite fibre/matrix interface, 1995, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2 (3), pp. 215-225. DOI: 10.1080/10759419508945841
4. Domb, M. M., Hansen, J. S. The Effect of Cooling Rate on Free-Edge Stress Development in Semi-Crystalline Thermoplastic Laminates, 1998, *Journal of Composite Materials*, 32 (4), pp. 361-386. DOI:10.1177/002199839803200403
5. Amrutharaj G.S., Lam K.Y., Cotterell B. Delaminations at the free edge of a composite laminate. *Composites Part B: Engineering*, 1996, vol. 27(5), pp. 475-483. DOI: 10.1016/1359-8368(96)00015-7
6. 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 (6), pp. 573-586. DOI: 10.1177/002199839402800605
7. Dudarkov Iu. I., Levchenko E. A., Limonin M. V. Vliianie struktury paketa na kraevye efekty v sloistykh kompozitakh [Effect of package structure on edge effects in layered composites]. *Issledovaniia naukograda*. 2014, no. 3, pp. 25-30.
8. Fedulov, B.N., Safonov, A.A., Sergeichev, I.V., Ushakov, A.E., Klenin, Y.G., Makarenko, I.V. Strength analysis and process simulation of subway contact rail support bracket of composite materials. *Applied Composite Materials*, 2016, 23(5), pp. 999-1013.
9. Ushakov, A.E., Safonov, A.A., Sergeichev, I.V. et al. Design and optimization of a vacuum infusion technological process for hopper car fabrication using polymeric composite materials. *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 2015, vol. 44 (3), pp. 276-282. DOI:10.3103/S105261881503022X
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 (2), pp. 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_ProcessInduced_Deformation_in_Autoclave_Processing_of_Composite_Structures.
12. White, S.R., Hahn, H.T. Process modelling of composite materials: residual stress development during cure. Part II. Experimental validation. *Journal of Composite Materials*, 1992, vol. 26(16), pp. 2423-2453. DOI: 10.1177/002199839202601604
13. Johnston, A., Vaziri, R., Poursartip, A. A Plane Strain Model for Process-Induced Deformation of Laminated Composite Structures. *Journal of Composite Materials*, 2001, 35 (16), pp. 1435-1469. DOI:10.1106/YXEA-5MH9-76J5-BACK
14. Chachad, Y. R., Roux, J. A., Vaughan, J. G., Arafat, E. Three-Dimensional Characterization of Pultruded Fiberglass-Epoxy Composite Materials. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 1995, 14(5), pp. 495-512. DOI: 10.1177/073168449501400506
15. Valliappan, M., Roux, J.A., Vaughan, J.G., Arafat, E.S. Die and post-die temperature and cure in graphite/epoxy composites. *Composites Part B: Engineering*, 1996, 27(7), pp. 1-9. DOI: 10.1016/1359-8368(95)00001-1
16. Hexply 8552, Epoxy Matrix Product Datasheet, available at: http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf.
17. 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>
18. Paramentier, A., Wucher, B., et al., Determination of the model complexity level required to predict the cure-induced deformations in thermoset-based composites, Proceedings of the 16th European Conference on Composite Materials. Seville, 2014.
19. Safonov, A., Bondarchuk, D., Saratov, A., Ushakov, E., Akhatov, I., Optimal process design for large-scale pultrusion structures, Proceedings of ICCM21. Xi'an, 2017.
20. Bogetti, T.A., Gillespie, J.W. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26 (5), pp. 626-660.
21. 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
22. Zobeiry, N., Forghani, A., Li, C., Gordnian, K., et al. Multiscale characterization and representation of composite materials during processing. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2016, 374. DOI: 374. 20150278. 10.1098/rsta.2015.0278
23. 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
24. Bondarchuk D.A., Fedulov B.N. Analiz napriazhenii v PKM s kontsentratorem, 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.
25. Fedulov, B., Fedorenko, A., Safonov, A., Lomakin, E. Nonlinear shear behavior and failure of composite materials under plane strain conditions. *Acta Mechanica*, 2017, 228 (6), pp. 2033-2040.
26. Fedulov, B.N., Fedorenko, A.N., Kantor, M.M., Lomakin, E.V. Failure analysis of laminated composites based on degradation parameters. *Meccanica*, 2018, 53(1-2), pp. 359-372.
27. Tinô, S.R.L., Aquino, E.M.F. Fracture Characteristics and Anisotropy in Notched Glass Fiber Reinforced Plastics, *Materials Research*, 2004, 17, pp. 1610-1619. DOI: 10.1590/1516-1439.302314
28. Gyekenyesi, A.L. Crack Development in Cross-Ply Laminates Under Uniaxial Tension, 1996, available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19960015867.pdf>
29. Tarpani, J.R., Milan, M.T., Spinelli, D., Bose, W.W. Mechanical performance of carbon-epoxy laminates. Part II: quasi-static and fatigue tensile properties, *Materials Research*, 2006, 9(2), pp. 121-130. DOI:10.1590/S1516-14392006000200003
30. Shen, H., Yao, W., Qi, W., Zong, J. Experimental investigation on damage evolution in cross-ply laminates subjected to quasi-static and fatigue loading. *Composites Part B: Engineering*, 2017, DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.02.033