

Параметр поврежденности зависит от условий нагружения, граничных условий, микропараметров поврежденности, в качестве которых могут быть характеристики полей дефектов, а также, вообще говоря, от иных характеристик, ответственных за эффекты деградации [2, 3]. Следовательно, при реализации итерационного процесса на каждом шаге процесса имеет место изменение модулей упругости вследствие роста поврежденности.

Используя представление (1), сформулируем замкнутую математическую модель, включающую полную систему уравнений деформируемого тела и кинетические уравнения для параметра поврежденности.

Запишем разрешающие уравнения и краевые условия для среды с поврежденностью. Уравнения равновесия и краевые условия в результате получаются на основе вариационного принципа Лагранжа, который имеет вид [4, 5]

$$\delta \mathcal{E} = 0 \rightarrow \delta U - \delta A = 0. \quad (4)$$

Здесь $\mathcal{E}$ – расширенный Лагранжиан; $U = \int_V W dV$ – потенциальная энергия системы; A – работа внешних сил.

Связанная задача определения напряженно-деформированного состояния с учетом поврежденности, которая, в свою очередь, зависит от уровня напряжений, является нелинейной. Для решения проблемы определения поврежденности и учета ее при оценке напряженно-деформированного состояния предлагается использовать процедуру последовательного приближения.

Расчеты, проведенные для тестовых примеров, показывают, что параметр поврежденности устойчиво определяется в процессе итерационных вычислений, оставаясь в интервале от 0 до 1.

Список литературы

- 1 Лурье, С. А. Моделирование поврежденности механических свойств материалов в обобщенной градиентной теории упругости / С. А. Лурье, П. А. Белов, Д. А. Ожерелков // Материалы международного научного симпозиума по проблемам механики деформируемых тел (Москва, 20–21 января 2021 г.). – М., 2021. – С. 270–276.
- 2 Дудченко, А. А. Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов / А. А. Дудченко, С. А. Лурье. – М. : МАИ, 2019. – 160 с.
- 3 Ильюшин, А. А. Механика сплошной среды / А. А. Ильюшин. – М. : Московский университет, 1971. – 248 с.
- 4 Петров, В. В. Нелинейная инкрементальная строительная механика / В. В. Петров. – М. : Инфра-Инженерия, 2014. – 480 с.
- 5 Краснов, М. Л. Вариационное исчисление / М. Л. Краснов, Г. И. Макаренко, А. И. Киселев. – М. : Глав. ред. физ.-мат. лит. изд-ва «Наука», 1973. – 190 с.

УДК 539.422.52

ДЕФОРМИРОВАНИЕ И ПОВРЕЖДЕНИЕ КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ ПРИ УДАРЕ ФРАГМЕНТАМИ ПНЕВМАТИКА АВИАЦИОННОЙ ШИНЫ

М. И. МАРТИРОСОВ, А. В. ХОМЧЕНКО

Московский авиационный институт (НИУ), Российская Федерация

ПАО «Яковлев», г. Москва, Российская Федерация

Э. А. ЗАНИНА

ПАО «Яковлев», г. Москва, Российская Федерация

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко используются в современной авиационной технике (АТ), в том числе и для изготовления основных силовых элементов (ОСЭ). Однако данный тип материалов наряду с множеством достоинств, таких как высокая удельная прочность и жёсткость в сочетании с малым весом, высокая износостойкость, возможность создания конструкций, свойства материала которых заданы в соответствии со схемой нагружения и т. д., имеет ряд недостатков. Среди них чувствительность к нагружению из плоскости, особенно к ударам. Ударное воздействие в процессе эксплуатации может быть вызвано дискретными источниками, которые можно разделить на две группы: *твёрдые* – слабо деформируемые при ударе; *мягкие* – сильно де-

формируемые. К твёрдым источникам ударного воздействия можно отнести мелкие камни, металлические детали и инструменты, используемые при регламентных работах, и т. п. К мягким – птиц, град, а также фрагменты пневматика авиационной шины.

В результате воздействия дискретного источника на элемент конструкции из ПКМ в нём могут возникнуть повреждения. Повреждение – это отклонение изделия от нормального состояния, вызванное производственными и эксплуатационными причинами. В соответствии с международной практикой в зависимости от уровня сохранения остаточной прочности, контролепригодности, интервала между осмотрами, условий появления повреждений и некоторыми другими факторами повреждения подразделяются на пять категорий.

К *первой категории* повреждений конструкций из ПКМ можно отнести расслоение или непрочной площадью до 635 мм²; царапину или трещину глубиной до 2 мм и длиной до 10 мм; воздействие градин размером от 10 до 25 мм с энергией до 56 Дж на аэродромной стоянке или при движении самолёта со скоростью, не превышающей крейсерскую скорость полёта с вероятностью не более 10^{-5} за час полёта; ударные повреждения от стального бойка с радиусом закругления 12,5 мм с энергией от 20 до 140 Дж типа вмятин глубиной от 0,3 до 1,0 мм или меньшей (после релаксации размеров). Статическая прочность конструкций с допустимыми повреждениями первой категории после воздействия различных нагрузок должна быть продемонстрирована на протяжении всего периода эксплуатации.

К повреждениям *второй категории* относятся ударное повреждение типа вмятины глубиной до 1–1,5 мм или меньшей (после релаксации размеров) от стального бойка с энергией от 26 до 240 Дж с радиусом закругления 12,5 мм для внутренних элементов и до 50 мм – для внешних элементов при моделировании случаев наезда транспортным средством авиационного обслуживания; воздействие градин диаметром 50 мм с энергией до 36 Дж, либо двигающихся со скоростью, не превышающей крейсерскую скорость полёта самолёта с вероятностью не выше 10^{-9} на час полёта; пробоина диаметром до 5 мм от удара стальным бойком с радиусом закругления 2,5 мм. Повреждения второй категории считаются допустимыми, если продемонстрирована надёжность метода целевого комплексного осмотра при заданном интервале, а величина остаточной прочности конструкции с повреждением сохраняется при действии нагрузки, превышающей эксплуатационную.

Повреждения *третьей категории* представляют собой пробой диаметром 75 мм; ударные повреждения категории 2 при условии их явной обнаруживаемости; отсутствие одного или двух крепёжных элементов в зонах соединений; разрушение одного пути нагружения в статически неопределимой конструкции; трещину или пробой, обнаруживаемые по течи топлива или падению давления в герметичной части самолёта. В случае повреждения третьей категории требуется обоснование живучести, которое включает демонстрацию надёжного обнаружения повреждения при предполётном и послеполётном визуальном осмотре и сохранение прочности при нагрузке не ниже эксплуатационной или близкой к ней (при выполнении не менее 50 полётов).

Повреждения *четвёртой категории* приводят к ограничению в пилотировании до завершения полёта. Они могут быть вызваны ударом птицы, разрушением вращающихся деталей двигателя с неконтролируемым разлётом обломков, разрывом пневматика из армированной резины колеса шасси, а также ударом градины диаметром от 50 до 64 мм с крейсерской скоростью полёта самолёта. К четвёртой категории относятся двухполётные повреждения всех ОСЭ. Прочность конструкции с повреждениями четвёртой категории может быть обоснована демонстрацией остаточной прочности от статических нагрузок, которые можно ожидать при завершении полёта, в котором имело место повреждение.

Повреждения *пятой категории* не входят в расчетные критерии или процедуры обоснования прочности конструкции и требуют немедленного прекращения эксплуатации самолёта.

В рассматриваемом в данной работе случае повреждение панели из ПКМ при ударе фрагментами пневматика авиационной шины (разрыв покрышки колеса шасси самолёта при движении по взлётно-посадочной полосе аэродрома при взлёте или посадке) может относиться ко второй или третьей категории. 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 АТ из ПКМ полностью удовлетворяют предъявляемым требованиям.

В данной работе рассматривается цилиндрическая шарнирно-опёртая прямоугольная в плане панель длиной $a = 540$ мм, шириной $b = 480$ мм и стрелой подъёма $c = 10,7$ мм, выполненная из

однонаправленного углепластика на основе углеродного волокна T300 и эпоксидного связующего PRIME 20 LV. Схема укладки панели симметричная, сбалансированная и смешанная с типовыми углами ± 45 , 0 и 90° , всего в укладке 45 слоёв с толщиной монослоя $\delta = 0,1$ мм. Панель моделируется послойно с использованием объёмных конечных элементов первого порядка. Модель материала «221_MAT_ORTHOTROPIC_SIMPLIFIED_DAMAGE» основана на деформационном критерии разрушения. Соединение монослоёв осуществляется с помощью когезионных элементов – модель материала «138_MAT_COHESIVE_MIXED_MODE».

В качестве нагрузки рассматривается ударное воздействие множественными фрагментами пневматика, число которых варьируется от 1 до 7. Фрагменты имеют форму прямоугольных параллелепипедов, высота которых находится 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. В качестве модели материала фрагментов используется гиперупругая модель «77_MAT_OGDEN_RUBBER», параметры которой определяются экспериментально в соответствии с ГОСТ 270-75.

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 создавать 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.

Решение задачи проведено в LS-DYNA с помощью метода конечных элементов с использованием центрально-разностной схемы интегрирования по времени с автоматическим определением шага согласно критерию Куранта – Фридрихса – Леви. По результатам полученного решения проведён анализ повреждений монослоёв панели по коэффициентам деградации материала. Рассмотрено изменение кинетической энергии фрагментов пневматика, а также их полных перемещений.

УДК 621.793 + 621.762.55

ПОЛУЧЕНИЕ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ СИСТЕМЫ $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2$ НА УККМ ИЗ ПОРОШКОВЫХ КОМПОЗИЦИЙ $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2\text{-Si}$, $\text{MoSi}_2\text{-HfSi}_2\text{-SiB}_4$ И $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2\text{-HfSi}_2\text{-SiB}_4$

*А. И. МАТУЛЯК, А. Н. АСТАПОВ, В. А. ПОГОДИН, А. Н. ТАРАСОВА
Московский авиационный институт (НИУ), Российская Федерация*

Данная работа является продолжением исследований о возможности получения жаростойких защитных покрытий на основе системы $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2$ на углерод-керамических композиционных материалах (УККМ) класса C/C-SiC с помощью реакционного синтеза *in situ* [1, 2].

На данный момент проведен синтез покрытий из порошковых систем $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2\text{-Si}$, $\text{MoSi}_2\text{-HfSi}_2\text{-SiB}_4$ и $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2\text{-HfSi}_2\text{-SiB}_4$ при температуре 1620°C и остаточном давлении аргона ~ 100 Па. Структурно-фазовые исследования синтезированных слоев выполнены с помощью сканирующей электронной микроскопии, энергодисперсионной спектроскопии и рентгеновского фазового анализа.

Микроструктура покрытия, синтезированного из порошковой композиции в системе $\text{MoSi}_2\text{-HfB}_2\text{-Si}$, представлена в виде высокопористого слоя, состоящего из частично спеченных зерен MoSi_2 с равномерно распределенными дисперсными частицами HfB_2 , Si и SiC (следы). Дисперсность частиц MoSi_2 составляет ~ 10 мкм, а средний размер частиц HfB_2 – 1–5 мкм, у агломератов