

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ГИДРОДИНАМИКИ СГЛАЖЕННЫХ ЧАСТИЦ
ДЛЯ АНАЛИЗА УДАРА ЛОПАТКИ ДВИГАТЕЛЯ В ПАНЕЛЬ
ИЗ КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА**

В. А. ВЕСТЯК, М. И. МАРТИРОСОВ

Московский авиационный институт (НИИ), Российская Федерация

Э. А. ЗАНИНА

ПАО «Яковлев», г. Москва, Российская Федерация

Композитный материал – это материал, созданный из нескольких различных материалов, объединённых в единое целое по определённому закону. Он обладает свойствами, которых не имели исходные материалы. На практике широкое распространение получили слоистые композитные материалы, представляющие набор соединённых между собой слоёв, объединённых связующим и ориентированных, как правило, в одном направлении. Полимерные композитные материалы (ПКМ) – это слоистые композитные материалы, в которых волокна (как правило, углеродные) объединяются полимерным связующим. В гражданской авиации из них изготавливают панели фюзеляжа, поверхности крыла и хвостового оперения и другие элементы.

Такие конструктивные элементы пассажирского самолета особенно подвержены ударным воздействиям из плоскости. Источники таких воздействий могут быть слабо и сильно деформируемыми. К сильно деформируемому источнику относятся птицы, фрагменты пневматика шасси, град. К слабо деформируемому – металлические инструменты, камни, фрагменты реборды колеса и маршевой силовой установки, в том числе, титановые лопатки вентилятора двигателя. Конструкции из ПКМ чувствительны к таким воздействиям и требуют расчётно-испытательных работ по сертификации.

В результате воздействия дискретного источника на элемент конструкции из ПКМ в нём могут возникнуть повреждения. Повреждение – это отклонение изделия от нормального состояния, вызванное производственными или эксплуатационными причинами. В соответствии с международной практикой в авиации, 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 непроклей площадью до 635 мм^2 ; 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 (BVID) 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 самолета 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 (VID) 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 пробоину 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 неопре-

делимой конструкции; трещину или пробоину, 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 в течение 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 основных силовых элементов (ОСЭ) самолёта. Прочность конструкции с повреждениями четвёртой категории может быть обоснована демонстрацией остаточной прочности от статических нагрузок, которые можно ожидать при завершении полёта, где имело место повреждение. Повреждения пятой категории не входят в расчётные критерии или процедуры обоснования прочности конструкции и требуют немедленного прекращения эксплуатации самолёта.

В работе рассмотрено ударное воздействие оторвавшейся титановой лопатки авиационного двигателя на углепластиковую стрингерную панель. Лопатка смоделирована методом гидродинамики сглаженных частиц (SPH) и ударяет по панели под углом 90° со скоростью 220 м/с. Панель выполнена из однонаправленного углепластика на основе углеродного волокна T300 и эпоксидного связующего PRIME 20 LV. Схема укладки панели симметричная, сбалансированная и смешанная с типовыми углами $\pm 45^\circ$, 0° и 90° , всего в укладке 45 слоёв с толщиной монослоя $\delta = 0,1$ мм.

SPH является бессеточным лагранжевым методом. Его суть заключается в делении объекта на дискретные частицы. Функция перемещения приближается в области свёртки, радиус которой равен расстоянию между двумя дискретными частицами, и называется длиной сглаживания. Кубический сплайн равен нулю для частиц, находящихся дальше, чем две сглаженные длины, в отличие от функции Гаусса, где имеется небольшое влияние на любом конечном расстоянии. Это позволяет экономить вычислительные ресурсы, исключая относительно малое влияние отдаленных частиц. Таким образом, любая физическая величина может быть получена путём суммирования соответствующих величин всех частиц, которые находятся в пределах двух сглаженных длин. Влияние каждой частицы на свойства оценивается в соответствии с её плотностью и расстоянием до интересующей частицы. Данный метод применим как для сильно деформируемых объектов, так и для твёрдых тел в зависимости от заданной плотности.

Расчёты выполнены с помощью программного комплекса LS-DYNA (Livermore Software Technology Corp.). Модель материала лопатки – «124_MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY». Это модель изотропного упругопластического материала, в котором можно задавать разные значения предела текучести для сжатия и для растяжения в зависимости от пластической деформации. Также может быть учтено разрушение. Учитываются эффекты скорости деформаций. Панель смоделирована послойно трёхмерными элементами с помощью модели ортотропного материала «221_MAT_ORTHOTROPIC_SIMPLIFIED_DAMAGE». В данной модели параметрически задаются зависимости напряжений от деформаций для трёх направлений растяжения и сжатия и трёх сдвигов.

Межслоевое взаимодействие смоделировано с помощью трёхмерных элементов «138_MAT_COHESIVE_MIXED_MODE». В данной модели задаются билинейные зависимости сил сцепления отрыва и сдвига от отслоения. Критерий расслоения является квадратичным смешанным.

Разработана методика автоматического послойного моделирования панели из ПКМ в программном комплексе Simcenter3D (Siemens PLM Software) с помощью приложения Laminate Composite с дальнейшим импортом полученной конечно-элементной модели (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 (КЭ) из Laminate Solid и Cohesive Solid в Solid.

Получены зависимости кинетической энергии лопатки от времени, а также пластические деформации панели после удара. Проведен параметрический анализ.