



ВОССТАНОВИТЕЛЬНЫЙ РЕМОНТ ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ ИЗ ПКМ ОБВОДООБРАЗУЮЩИХ ПАНЕЛЕЙ С НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ УДАРНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ

Вермель В.Д., Титов С.А., Ковалев И.Е., Качарава И.Н., Никуленко А.А.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

АННОТАЦИЯ

Рассмотрены наиболее известные способы ремонта изготавливаемых из полимерных композиционных материалов обводообразующих панелей конструкции самолетов малой авиации, получивших низкоэнергетические ударные повреждения (до 35÷70 Дж). В их числе: установка усиливающей накладки с механическим или клеємеханическим соединением, вклеивание вставки из слоев угле- или стеклоткани с финишным прессованием, а также разработанный оперативный способ ремонта, с использованием раздвижных металлических вставок, ориентированный на проведение в аэродромных условиях. Получены результаты расчетно-экспериментальных исследований остаточной прочности после ремонта, включая испытания методических и конструктивно-подобных образцов. С использованием метода конечных элементов и линейной модели деградации свойств композитного монослоя, в программном комплексе «ABAQUS» смоделировано закритическое поведение панелей, отремонтированных установкой металлических накладок с болтовыми крепежными элементами, как при наличии, так и при отсутствии клея в соединении.

Показано, что предельная нагрузка на панель с клеєболтовым соединением выше, чем при болтовом соединении без клея. Расчетные результаты подтверждены тензометрическими измерениями на ремонтной накладке, установленной на повреждение. Выполнено расчетное обоснование выбора конструктивных параметров рассматриваемых способов ремонта из условия восстановления прочностных характеристик отремонтированных деталей. Результаты экспериментальных исследований на образцах подтвердили ожидаемые оценки предварительных расчетов по восстановлению остаточной прочности после выполнения ремонта.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы (ПКМ); конструктивно-подобный образец; ударные повреждения; восстановительный ремонт; ультразвуковой контроль (УЗК); метод конечных элементов (МКЭ)

RESTORATION REPAIR OF MANUFACTURED BYPASS-FORMING PANELS MADE FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS WITH LOW-ENERGY IMPACT DAMAGES

Vermel V.D., Titov S.A., Kovalev I.E., Kacharava I.N., Nikulenko A.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The most famous methods of repair, manufactured by polymer composite materials bypass-forming panels in the structure of local airlines aircrafts with low-energy impact damages (up to 35÷70 J). Among them: installation of a reinforcing repair patch on the damaged area using mechanical or glue-mechanical connection, carbon fiber or fiberglass gluing layers with finishing pressing process, as well as a new operational method of repair is proposed, using sliding metal inserts, intended on carrying out in airfield conditions. The results of computational and experimental studies of residual strength after repair, including methodical and structurally similar samples testing, are obtained. Using the finite element method and the linear degradation model of the composite layer properties, there are simulated in the «ABAQUS» software package the supercritical behavior of panels repaired by installing metal plates with bolted fasteners, including both in the presence and in the absence of glue adhesive layer in the joint. It is shown that the breaking load on a panel with a glue-and-bolt connection is higher than with a bolted connection without glue adhesive layer. The calculated results are confirmed by tensometric measurements on the repair patch installed on the damage area. A computational justification of the design parameters choice for the proposed repair methods under consideration from the condition of the repaired parts strength characteristics restoring is performed. The results of experimental studies on samples confirmed the expected estimates of preliminary calculations for the restoration of residual strength after repair.

Keywords: polymer composite materials (PCM); structurally similar sample; impact damage; restoration repair; ultrasonic control; finite element method (FEM)

ВВЕДЕНИЕ

Внедрение в эксплуатацию авиационных конструкций с широким применением ПКМ обусловило необходимость разработки сопутствующих технологических операций, обеспечивающих проведение ремонтно-восстановительных работ при эксплуатационных или производственных повреждениях. При переходе к использованию ПКМ в конструкциях планера самолетов малой авиации, эксплуатирующихся, в том числе на удаленных аэродромах с грунтовыми взлетно-посадочными полосами (ВПП) без развитой эксплуатационной и ремонтной базы, актуальным становится освоение их оперативного ремонта в аэродромных условиях.

Технологии ремонта самолетов с использованием древесины в силовой конструкции разрабатывались в СССР начиная с 1930-х годов. Под руководством Кана Г.А. [1] разработан широко применяющийся до настоящего времени способ ремонта путем постановки усиливающих накладок на повреждения с применением механического (болты, заклепки) и клеемеханического крепежа.

На разработку наиболее общих методов ремонта деталей и агрегатов ЛА, включая диагностику и контроль технического состояния, а также расчет конструктивных параметров ремонта направлены исследования Полянского В.В., Голего Н.Л., Кордонского Х.Б., Фролова Л.М. и др. [2-4].

Технология ремонта сотовых конструкций с обшивками из ПКМ магистральных самолетов с использованием клеевых соединений рассматривались Кручинским Г.А., Ривиным Г.Л. и целым рядом других исследователей [5-9].

В настоящее время при проведении ремонтно-восстановительных работ наиболее широко используются два способа ремонта.

В первом, после выборки поврежденного материала, зона повреждения заполняется металлической или выклеиваемой из слоев ПКМ вставкой.

На повреждение также устанавливаются с одной или двух сторон упрочняющие усиливающие накладки. Накладки изготавливаются из листового металла или слоистого ПКМ. Присоединение к ремонтируемой панели механическое (болты, заклепки) или клеємеханическое (фотография на рис.1а).

Во втором способе выполняется выборка пирамидальной формы для увеличения поверхности склеивания с вставкой из ПКМ, которая собирается по слоям (рис.1б).

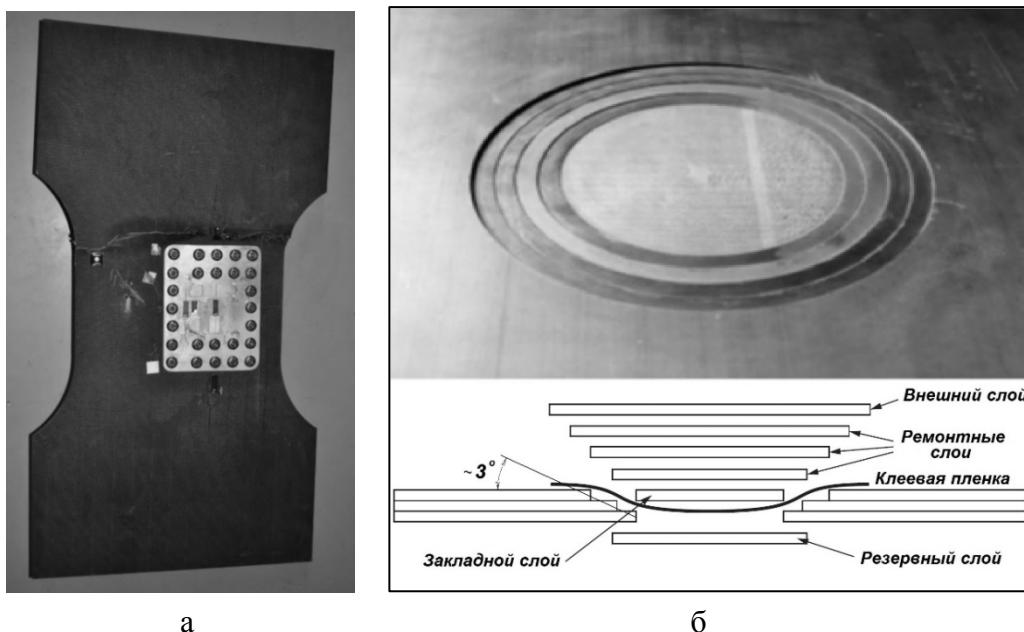


Рис.1. Образцы отремонтированных панелей. а) ремонт с металлической накладкой; б) ремонт с применением вставки из ПКМ [12].

Рассмотрим их подробнее.

1. РЕМОНТ С УСТАНОВКОЙ НАКЛАДОК

Проектировочный расчет параметров накладок и крепежа (рис.1а) выполняется из условий обеспечения равнопрочности и одинаковой жесткости исходной и поврежденной зон после ремонта [10]. К достоинствам данного способа ремонта можно отнести сравнительно невысокую трудоемкость и возможность его проведения при одностороннем доступе к поврежденной зоне.

Нами проведен экспериментальный анализ эффективности данного способа ремонта для трех-стрингерных панелей из ПКМ. Рассматриваемый ремонт аналогичен ремонту, принятому для панелей из металлических материалов. Данный способ ремонта конструкций из ПКМ также применяется при ремонте самолетов гражданской и транспортной авиации [6-9,11,12].

Испытания отремонтированных образцов трех-стрингерных панелей обшивок крыла магистрального пассажирского самолета на растяжение и сжатие, показали, что наличие зазоров в отверстиях между крепежными элементами и композитной деталью приводят к неодновременному включению крепежа в работу, не полному включению накладки в передачу действующих сил и, как следствие, пониженной прочности отремонтированной детали по сравнению с исходной. На рис.2 построена эпюра действующих напряжений,

полученная по результатам тензометрии в накладке при сжатии образца. Видно, что в зоне ремонта действующие напряжения существенно снижаются. Соответственно догружается деталь по обе стороны от пробоины, что снижает уровень восстановления её прочности.

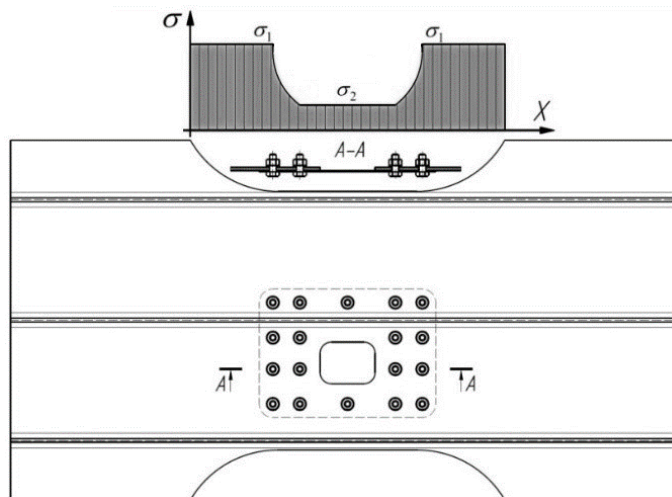


Рис.2. Эпюра действующих напряжений в отремонтированной зоне.

Для крепления усиливающей конструкции накладки целесообразна плотная установка крепежных элементов (болты, болт-защелки). Установка накладки может привести к локальному смещению оси жесткости детали и, как следствие, к уменьшению величины критического напряжения потери устойчивости. Данное предположение подтверждают выполненные расчеты для плоского образца, имитирующего фрагмент тонкой обшивки летательного аппарата с присоединенной накладкой в виде металлической пластины толщиной не более чем 1 мм для панелей крыла и 2 мм для панелей фюзеляжа (ОСТ 1 02507-92).

Конечно-элементный расчет выполнен в программном комплексе «ABAQUS» (рис.3). Образец состоит из углепластика с толщиной монослоя 0,185 мм и двух наружных защитных слоев стеклоткани толщиной по 0,115 мм каждый. Схема укладки слоев – квазиизотропная ($0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$) с процентным содержанием ориентированных слоев (40/40/20)% соответственно. Крепежные элементы в конечно-элементной модели из конструкционной стали типа 30ХГСА, с затяжкой болтов с усилием в 700 кгс.

Компоненты конструкции моделировались объемными оболочечными восьмиузловыми элементами SC8R. Для болтов и металлической ремонтной накладки использовались трехмерные объемные восьмиузловые конечные элементы C3D8I [13].

Контактное взаимодействие между накладкой и образцом моделировалось жесткой связью в направлении нормали, а с учетом наличия трения, по касательной к поверхности контакта. Взаимосвязь между образцом и накладкой формировалась с помощью Эйлераво-Лагранжевых контактных элементов при моделировании клеевого слоя, а при отсутствии клея модель взаимодействия оставалась линейной с постоянной жесткостью по нормали и с постоянным коэффициентом трения вдоль касательной к контактируемой поверхности [13].

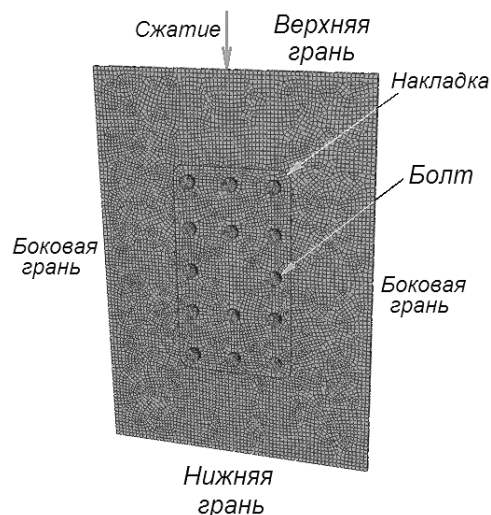


Рис.3. Конечно-элементная модель плоского образца с усиливающей накладкой.

Оценка разрушения ПКМ выполнялась по известному критерию Хашина, который хорошо согласован с экспериментальными данными. Также для критерия Хашина была реализована встроенная в программном комплексе «ABAQUS» линейная модель деградации свойств монослоя.

Поскольку разрушение инициировалось по причине потери устойчивости, в расчете задавались только характеристики упругости наномодифицированной клеевой композиции на основе авиационного клея ВК-9. При моделировании клея не учитывалась деградация свойств или его разрушение (расслоение).

Граничные условия задавались в соответствии с заделкой фрагмента плоского образца в экспериментальном приспособлении при шарнирном закреплении боковых граней и моментном защемлении нижней грани, максимально приближенной к его заделке в стрингерной панели. Верхняя грань нагружалась перемещением и также была защемлена от поворота вдоль кромки нагружения (рис.3).

На рис.4 показано развитие деформации образца, при установке крепежных элементов с зазором, вследствие потери устойчивости (ПУ), без клея (а-в) и с клеем (г).

Как показано на рисунке, в начальном этапе деформации накладка тянет за собой образец фрагмента обшивки, что приводит к местной потере устойчивости (1-я форма потери устойчивости с одной волной, рис.4б). При этом развивается трещина в отверстии от действия болта, и при дальнейшем нагружении первая форма переходит во вторую (2-ая форма потери устойчивости с двумя полуволнами, рис.4в) – наступает общая потеря устойчивости. На рис.4г показан результат моделирования поведения плоского образца с клееболтовым соединением (зазоры заполняются клеевой композицией и клей также наносится под ремонтную накладку). Из развития деформации панели видно, что она схожа с деформацией образца на рис.4б, но общая потеря устойчивости и несущей способности происходит позднее (при большем нагружении).

В результате расчета показано, что предельная нагрузка на панель с клееболтовым соединением на 20% выше, чем при болтовом соединении без клея.

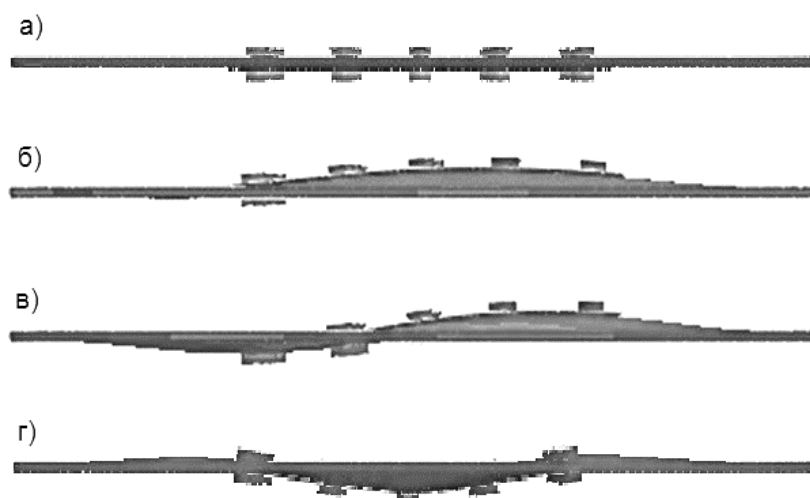


Рис.4. Процесс деформации при ремонте накладкой с болтовым крепежом.
а) исходное состояние, б) деформация без клея (1-ая форма ПУ),
в) деформация без клея (2-ая форма ПУ), г) деформация с клеем (1-ая форма ПУ).

Результаты расчетов подтверждены экспериментальными исследованиями на образцах. На рис.5 построена по результатам тензометрии в упрочняющей накладке эпюра действующих напряжений при сжатии конструктивно-подобного образца. Видно, что в зоне ремонта измеренные напряжения в накладке снижаются несущественно, и она включена в передачу усилий в зоне повреждения.

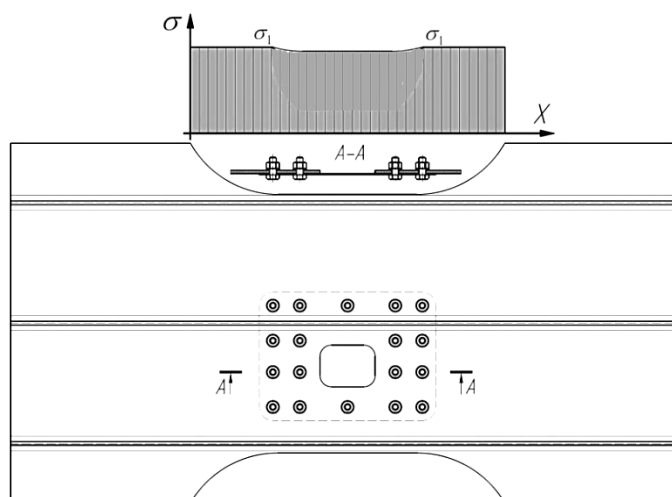


Рис.5. Эпюра действующих напряжений при ремонте с клеebolтовым соединением ремонтной накладки и детали.

Полученные результаты показывают, что для повышения эффективности ремонта при установке усиливающей накладки целесообразно применять клеebolтовое соединение, обеспечивающее одновременное включение в работу всех крепежных элементов, а также предотвращающее преждевременную потерю устойчивости в зоне ремонта. Прочность и несущая способность может быть

восстановлена, однако с увеличением массы исходной конструкции и возможным выступанием накладки за внешнюю обводообразующую поверхность.

2. РЕМОНТ С ПОСЛОЙНЫМ ВОССТАНОВЛЕНИЕМ ПОВРЕЖДЕНИЯ

Ремонт включает пирамидальное удаление материала из поврежденной зоны в обратном конусе с углом около 3° (рис.1б). Восстановление осуществляется послойной укладкой слоев углеткани [6,11] с пропиткой и вакуумным прессованием.

Анализ данного вида ремонта, включая изготовление образцов и их экспериментальное исследование, показал высокую эффективность по снижению добавляемой массы конструкции, по сравнению с усиливающими накладками.

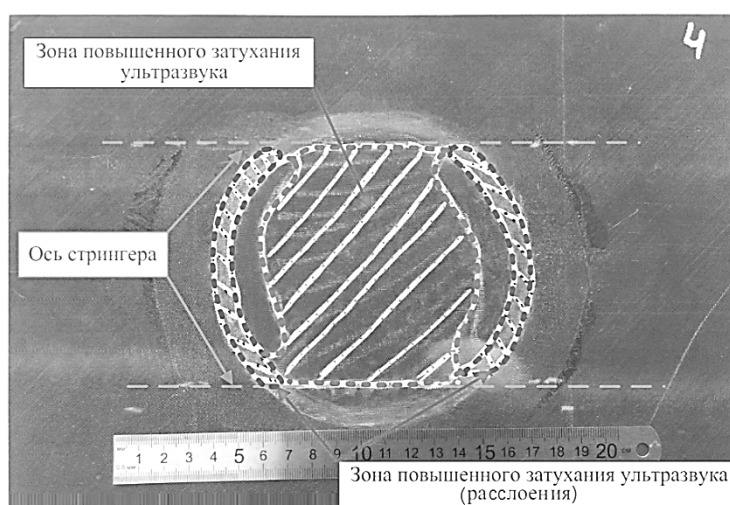


Рис.6. Внутренние дефекты, обнаруженные в лабораторных испытаниях отремонтированных образцов. Зоны повышенного затухания ультразвука, указывают на наличие дефектов.

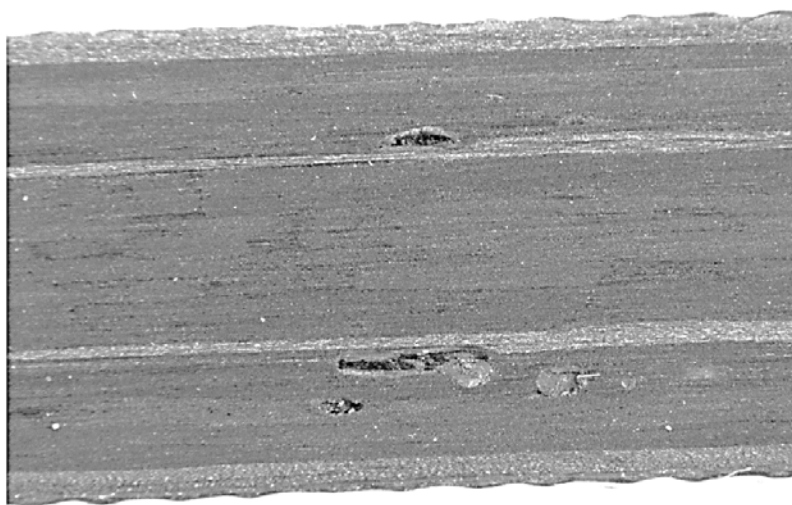


Рис.7. Обнаруженные поры в зоне ремонта.

Однако выявились существенные недостатки. В их числе: необходимость выборки материала детали, превышающей размеры повреждения в 3-5 раз.

Низкий уровень качественных показателей: возможный избыток связующего, непроклеи и расслоения, выявленные с помощью УЗК образцов при проведении ремонта, близко к аэродромному.

Дефекты обуславливают значительный разброс уровня восстановления прочности при ремонте. Пример обнаруженных дефектов в клеенной по слоям вставке при ремонте показан на рис.6. На разрезе образца в зоне ремонта (рис.7) видны макропоры.

3. РЕМОНТ С ПРИМЕНЕНИЕМ РАЗДВИЖНОЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ВСТАВКИ

Для ремонта сквозных низкоэнергетических повреждений деталей из ПКМ (диаметр отверстий после выборки деградирующего материала до 70 мм) предложена раздвижная металлическая втулка с профилированным внешним контуром, опирающимся на кромку заполняемого отверстия (рис.8). В круговую выборку поврежденного материала, выполненной фасонной фрезой с профилированием кромки, помещается раздвижная втулка. Далее в раздвижную втулку вкручивается резьбовая вставка. При ввинчивании вставки выполняется нормированное раздвижение втулки, опирающейся на края кромки отверстия.

Оперативное применение при ремонте раздвижных металлических вставок возможно при предварительном изготовлении ремонтных наборов для ряда типоразмеров возможных повреждений.

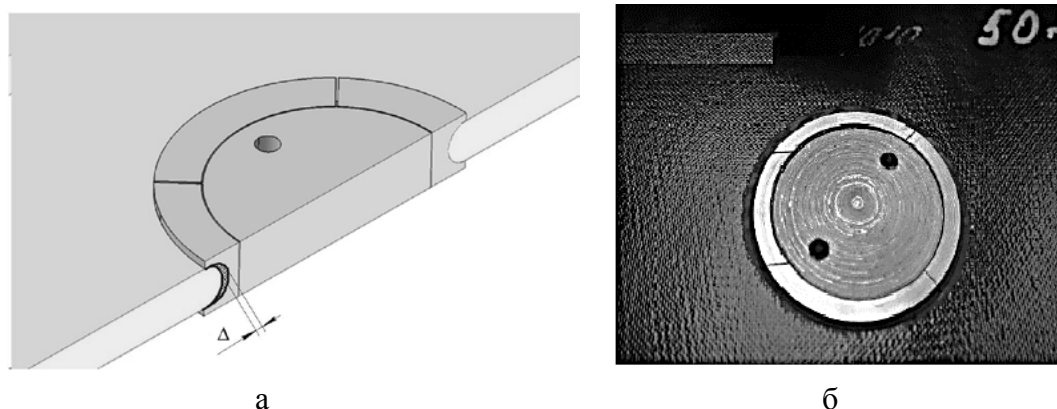


Рис.8. Раздвижная вставка для проведения оперативного ремонта ударных повреждений в панелях из ПКМ [14]. а) профилированная кромка втулки и отверстия; б) отремонтированное повреждение в образце из ПКМ.

Влияние профилировки кромок втулки и заполняемого отверстия на действующие напряжения в зоне контакта, по результатам конечно-элементного расчета показана на рис.9. Расчетная модель для программного комплекса «ABAQUS» идентична рассмотренной ранее, с добавлением натяга раздвижной металлической втулки. В ней возможно наложение дополнительных напряжений и деформаций на контактной поверхности втулки и ремонтной детали в зависимости от взаимного геометрического перекрытия контактных поверхностей [13]. Видно, что увеличение скругления (по отношению $\bar{b} = b/\delta$, рис.9) увеличивает контактную поверхность втулки и кромок заполняемого отверстия, что повышает местную прочность.

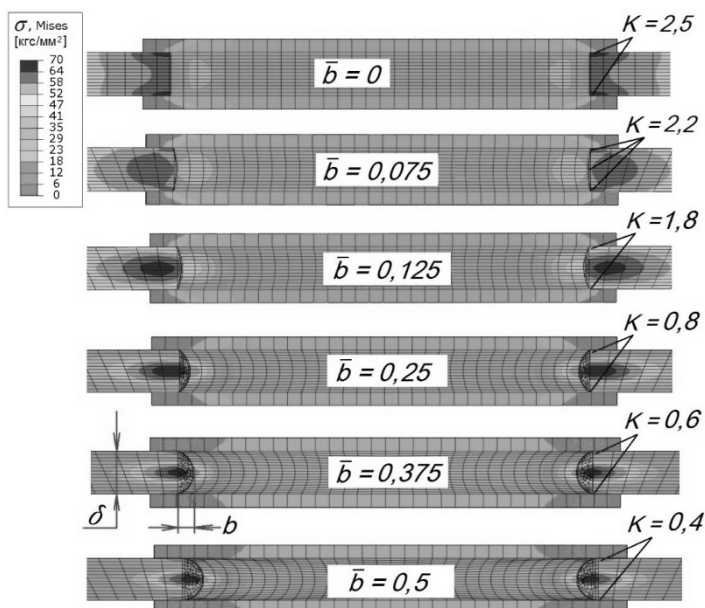


Рис.9. Напряжения в зоне контакта раздвижной втулки и отверстия в зависимости от профилировки кромок $\bar{b} = b/\delta$, K – коэффициент концентрации напряжений, по отношению к напряжениям в регулярной части образца вдали от ремонтируемой зоны.

Использование раздвижной втулки позволяет получить гарантированный натяг при установке в отверстии, с выступанием над внешней поверхностью детали не более чем на 0.5 мм.

Натяг Δ обеспечивает безззорное примыкание контактирующих поверхностей детали и вставки, которая включается в работу сразу при деформации образца. Для фиксации вставки используется клеевая композиция, которая залечивает повреждения, образующиеся при механической обработке [15], а также обеспечивает герметичность зоны ремонта.

Расчетные оценки разрушающих напряжений отремонтированной детали от натяга раздвижной втулки показаны на графиках для 3-х критериев прочности (рис.10). Незначительное снижение величины разрушающих напряжений позволяет использовать натяг до 0.1 мм дополнительно к обжиму ворсистости (0,1...0,2) мм от повреждений при механической обработке для плотного смыкания втулки с заполняемым отверстием.

Для экспериментальной оценки эффективности ремонта с использованием раздвижной вставки были изготовлены 3 серии образцов в виде пластины размером 100x150 мм толщиной 4 мм в соответствии со стандартом ГОСТ 33495-2015 «Метод испытания на сжатие после удара» – оценка остаточной прочности после удара:

- серия «А» ремонтирующая вставка установлена с натягом;
- серия «Б» ремонтирующая вставка установлена с клеевой композицией и без натяга;
- серия «В» ремонтирующая вставка установлена с нормированным натягом и клеевой композицией.

Число образцов в каждой серии 10 единиц.

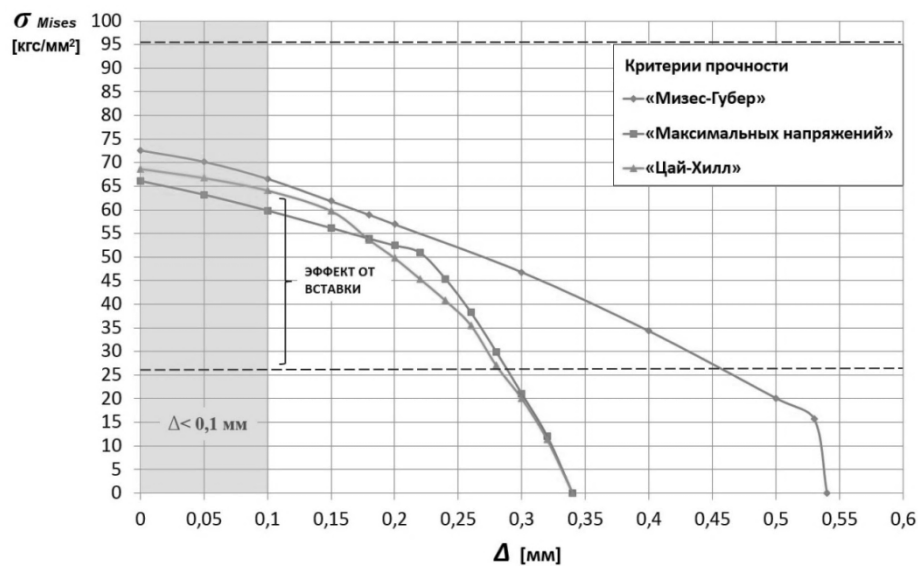


Рис.10. Зависимости разрушающих напряжений от натяга Δ [мм] подвижной втулки в заполняемом отверстии.

На рис.11 представлены фотографии изготовленных образцов после сжатия до их разрушения для трех вариантов установки подвижной вставки. Образцы были оснащены средствами предотвращения развития потери устойчивости во время эксперимента. Для первых двух вариантов ремонта (рис.11а,б) разрушение прошло в окрестности центра отверстия, заполняемого вставкой. В третьем варианте (рис.11в) разрушение прошло вне отверстия.

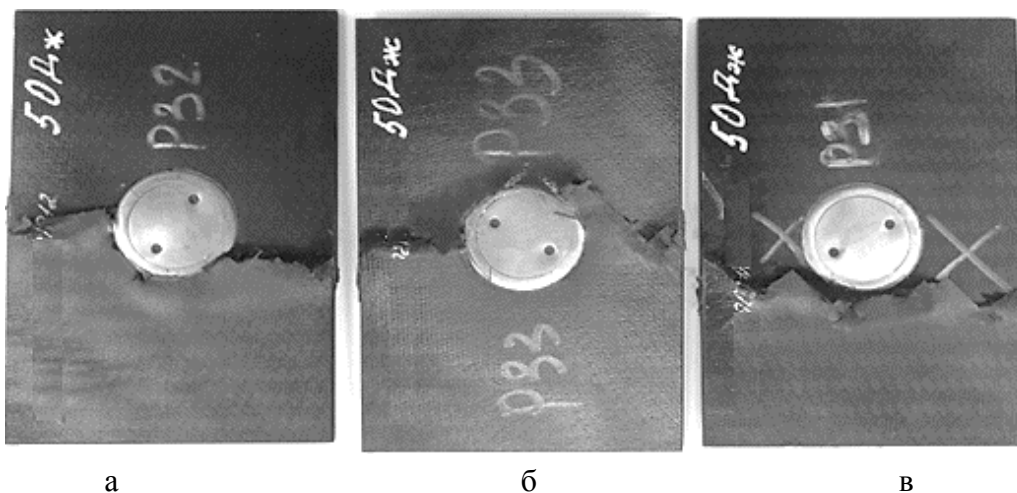


Рис.11. Фотографии образцов после сжатия. а) вставка установлена с натягом; б) вставка установлена с клеевой композицией, без натяга; в) вставка установлена с натягом и клеевой композицией.

Ремонт также был проведен для ряда конструктивно-подобных образцов фрагмента обшивки крыла, интегрированной с подкрепляющим стрингерным набором (рис.12).

На рис.13 представлены сравнительные данные экспериментальных исследований по оценке восстановления прочности конструктивно подобных образцов после проведенного ремонта. На диаграмме показана несущая

способность (прочность с учетом развития потери устойчивости) образцов по отношению к исходному (неповрежденному) образцу.

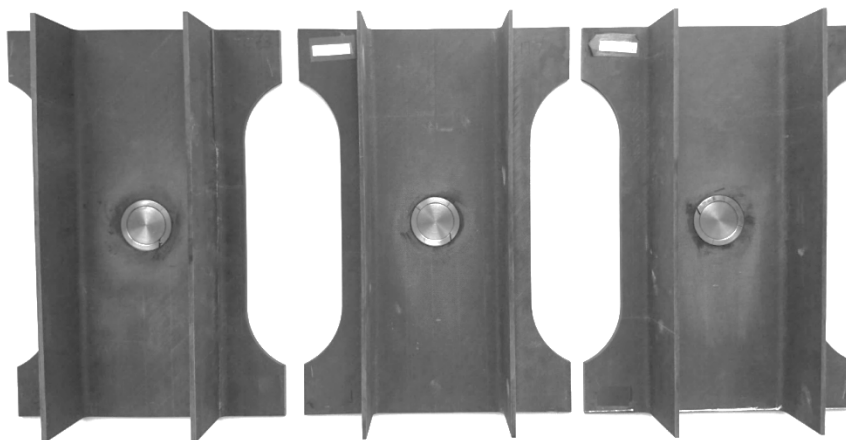


Рис.12. Конструктивно-подобные образцы обшивки крыла с ремонтом ударных повреждений.

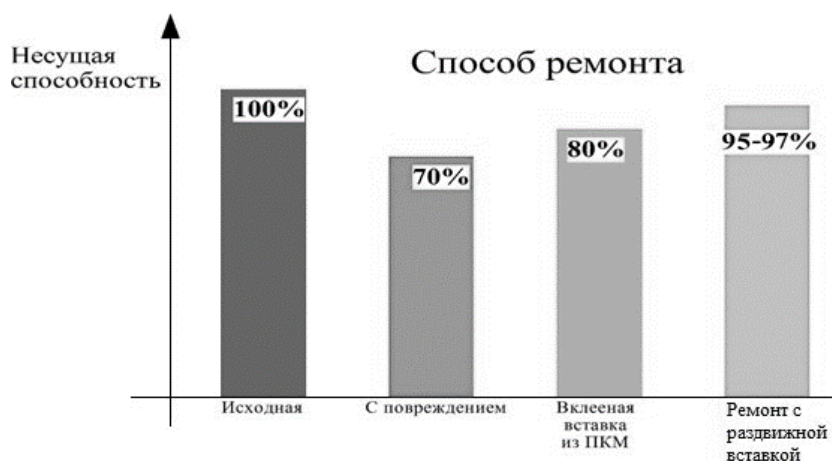


Рис.13. Восстановление несущей способности двухстрингерной панели при одноосном сжатии разными способами ремонта.

Результаты испытаний конструктивно-подобных образцов, отремонтированных с применением раздвижной вставки, показали, что такой способ ремонта позволяет восстановить местную прочность и несущую способность деталей до 95-97% в зависимости от материала вставки (сталь, титан), сохранить обводообразующую поверхность в соответствии с ОСТ 1 02507-92, а также обеспечить герметичность зоны ремонта. Из диаграммы видно, что применение для ремонта ограниченных повреждений раздвижных втулок является весьма эффективным как по трудоемкости, так и восстановлению прочности поврежденных деталей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные и расчетные исследования восстановления прочности авиационных деталей из ПКМ после нанесения низкоэнергетических ударных повреждений. Получены оценки восстановления прочности для трех видов восстановительного ремонта – установки упрочняющих ремонтных

накладок с механическим и клеомеханическим соединением с поврежденной деталью (рис.1а); с клеиваемой пирамидальной вставкой (рис.1б); разжимной втулкой с профилированной кромкой (рис.8). Проведены расчетные исследования для оценки рациональных конструктивных параметров ремонта и экспериментальные исследования на конструктивно подобных образцах для оценки уровня восстановления прочности. Для ремонта с металлической накладкой возможно восстановление местной прочности детали в окрестности повреждения до уровня, превышающего исходную, однако при увеличении массы детали. При других способах ремонта масса детали практически не увеличивается и выполняются требования к сохранению внешней обводообразующей поверхности.

Показано, что для них при снижении прочности в результате ударного повреждения до 70% от исходной, ее восстановление при ремонте составляет 80-97% для рассматриваемых способов ремонта (рис.13).

Окончательный выбор может быть сделан исходя из рассмотрения конкретных повреждений и технических условий для выполнения ремонта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кан Г.А., Карлов Г.И., Кононенко И.С., Серговский А.А., Шлугер М.А. *Авиационное ремонтное дело, часть вторая*. – М.: Военное издательство, 1958. – 328 с.
2. Полянский В.В. *Способы ремонта поврежденных самолетных конструкций*. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.
3. Голего Н.Л., Запорожец В.В., Кордонский Х.Б., Кручинский Г.А., Кузнецов А.Я. *Ремонт летательных аппаратов*. – М.: Транспорт, 1977. – 424 с.
4. Фролов Л.М. *Войсковой ремонт авиационной техники*. – М.: Военное издательство, 1991. – 480 с.
5. Кручинский Г.А. *Ремонт авиационной техники (теория и практика)*. – М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
6. Ривин Г.Л. *Ремонт конструкций из полимерных конструкционных материалов, Учебное пособие*. – Ульяновск: Издательство УлГТУ, 2000. – 75 с.
7. Keith B. Armstrong, L. Graham Bevan, William F. Cole II. *Care and repair of advanced composites, Second Edition*. – SAE International, 2005. – 684 p.
8. Michael J. Kroes, William A. Watkins, Frank Delp, Ronald Sterkenburg. *Aircraft Maintenance and Repair, Seventh Edition*. – McGraw-Hill Education. 2013. – 713 p.
9. Heslehurst R.V. *Engineered Repairs of Composite Structures*. – 1-st Edition, CRC Press, 2019. – 244 p. DOI: 10.1201/9780429198656.
10. Вермель В.Д., Гришин В.И., Евдокимов Ю.Ю., Зиняев В.В., Качарава И.Н., Наумов С.М., Никуленко А.А., Титов С.А., Бузулук В.И., Чернышев Л.Л., Семенов В.Н., Ампилогов А.Ю. *Расчетная оценка восстановительного ремонта стрингерных панелей из полимерных композиционных материалов с низкоэнергетическими ударными повреждениями // Авиационная промышленность*. – 2020. – №1-4. – С.93-99.
11. Жадова Н.С., Тюменева Т.Ю., Шарова И.А., Лукина Н.Ф. *Перспективные технологии временного оперативного ремонта авиационной техники // Авиационные материалы и технологии*. – 2013. – №2. – С.67-70.
12. Руппель В.П., Леба С., Шемама Р. *Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов / XX международная научно-техническая*

конференция «Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов». Тезисы докладов. – ГНЦ РФ ОАО «ОНПП «Технология», 2016. – С.206-209.

13. Abaqus 6.12. Analysis User's Manual / Volume II. – 2012. – 1410 p.
14. Вермель В.Д., Качарова И.Н., Наумов С.М., Никуленко А.А., Титов С.А., Чернышев Л.Л. *Способ ремонта изделий из полимерных композиционных материалов / Свидетельство о государственной регистрации на изобретение № RU 2740214 С1. Дата государственной регистрации в Реестре изобретений Российской Федерации 12 января 2021 г.*
15. Титов С.А., Вермель В.Д., Доценко А.М., Корнилов Г.А., Наумов С.М. *Сопоставление технологий обработки элементов конструкций из полимерных композиционных материалов // Оборонная техника. – 2012. – №8-9. – С.57-61.*

REFERENCES

1. Kan G.A., Karlov G.I., Kononenko I.S., Sergovskij A.A., Shlyuger M.A. *Aviatsionnoe remontnoe delo, chast' vtoraya [Aviation repair business, part two]*. Moskva, Voennoe izdatel'stvo, 1958, 328 p.
2. Polyanskij V.V. *Sposoby remonta povrezhdennykh samoletnykh konstruksij [Ways to repair damaged aircraft structures]*. Moskva, Mashinostroenie, 1977, 144 p.
3. Golego N.L., Zaporozhets V.V., Kordonskij Kh.B., Kruchinskij G.A., Kuznetsov A.Ya. *Remont letatel'nykh apparatov [Aircraft repair]*. Moskva, Transport, 1977, 424 p.
4. Frolov L.M. *Vojskovoј remont aviatsionnoj tekhniki [Military repair of aviation structure]*. Moskva, Voennoe izdatel'stvo, 1991, 480 p.
5. Kruchinskij G.A. *Remont aviatsionnoj tekhniki (teoriya i praktika) [Aviation structure repair (theory and practice)]*. Moskva, Mashinostroenie, 1984, 256 p.
6. Rivin G.L. *Remont konstruksij iz polimernykh konstruksionnykh materialov, Uchebnoe posobie [Repair of structures made of polymer composite materials, Tutorial]*. Ul'yanovsk, Izdatel'stvo Ul'yanovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta, 2000, 75 p.
7. Keith B. Armstrong, L. Graham Bevan, William F. Cole II. *Care and repair of advanced composites, Second Edition*. SAE International, 2005, 684 p.
8. Michael J. Kroes, William A. Watkins, Frank Delp, Ronald Sterkenburg. *Aircraft Maintenance and Repair. Seventh Edition*. McGraw-Hill Education, 2013, 713 p.
9. Heslehurst R.B. *Engineered Repairs of Composite Structures*. 1-st Edition, CRC Press, 2019, 244 p. DOI: 10.1201/9780429198656.
10. Vermel V.D., Grishin V.I., Yevdokimov Yu.Yu., Zinyaev V.V., Kacharova I.N., Naumov S.M., Nikulenko A.A., Titov S.A., Buzuluk V.I., Chernyshev L.L., Semonov V.N., Ampilogov A.Yu. *Raschetnaya otsenka vosstanovitel'nogo remonta stringernykh panelej iz polimernykh kompozitsionnykh materialov s nizkoehnergeticheskimi udarnymi povrezhdeniyami [Estimated calculation of polymeric composite material stringer panels repair with low-energy shock damages]*. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2020, No.1-4, Pp.93-99.
11. Zhadova N.S., Tyumeneva T.Yu., Sharova I.A., Lukina N.F. *Perspektivnye tekhnologii vremennogo operativnogo remonta aviatsionnoj tekhniki [Promising technologies for temporary operational repair of aircraft structure]*. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2013, No.2, Pp.67-70.

12. Ruppel V.P., Leba S., Shemama R. *Remont konstruktsij iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Repair of structures made of polymer composite materials]*. XX mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya “Konstruktsii i tekhnologii polucheniya izdelij iz nemetallicheskich materialov”. Tezisy dokladov. GNTS RF OAO “ONPP “Tekhnologiya”, 2016, Pp.206-209.
13. Abaqus 6.12. Analysis User’s Manual. Volume II, 2012, 1410 p.
14. Vermel V.D., Kacharava I.N., Naumov S.M., Nikulenko A.A., Titov S.A., Chernyshev L.L. *Sposob remonta izdelij iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Method of repairing articles from polymer composite materials]*, Svidetel'stvo o gosudarstvennoj registratsii na izobrenie No. RU 2740214 C1. Data gosudarstvennoj registratsii v Reestre izobretenij Rossijskoj Federatsii 12 yanvarya 2021 goda.
15. Titov S.A., Vermel V.D., Dotsenko A.M., Kornilov G.A., Naumov S.M. *Sopostavlenie tekhnologij obrabotki ehlementov konstruktsij iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Comparison of processing technologies for structural elements made of polymer composite materials]*. Oboronnaya tekhnika, 2012, No.8-9, Pp.57-61.

Поступила в редакцию 20 сентября 2023 года.

Сведения об авторах:

Вермель Владимир Дмитриевич – д.т.н., заслуженный машиностроитель РФ, нач. центра, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: npk@tsagi.ru

Титов Сергей Анатольевич – к.т.н., нач. сектора, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: npk@tsagi.ru

Ковалев Игорь Евгеньевич – д.т.н., проф., зам. нач. центра – нач. управления научной деятельностью, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: Kovalev@tsagi.ru

Качарова Ираклий Нугзарович – нач. сектора, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: irakliy.kacharava@tsagi.ru

Никулenco Алексей Алексеевич – вед. инж.-констр., Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: aleksey.nikulenko@tsagi.ru