

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 620.22

doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-108-115

Типовые технологические операции при ремонте вмятин сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов

Е.С. Головина, А.Р. Хайруллин

Казанский Национальный Исследовательский Технический университет им. А.Н.Туполева — КАИ

Typical technological operations in repairing dents on the PCM honeycomb structures

E.S. Golovina, A.R. Khairullin

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI

Изделия из полимерных композиционных материалов широко распространены во всех областях машиностроения. В авиации такие материалы применяют, как правило, для изготовления деталей планера. При производстве, хранении и эксплуатации композитных деталей возможны повреждения (вмятины). Известные методики ремонта вмятин на деталях из полимерных композиционных материалов имеют существенные недостатки, такие как снижение их прочностных и аэродинамических характеристик в месте ремонта, увеличение массы и т. д. Разработаны предложения по улучшению известных методик ремонта. Обновленная методика ремонта рассмотрена на примере сотовых конструкций обшивок, выполненных из эпоксидной матрицы и наполнителя из углеродной или стеклянной ткани и сотового наполнителя из полимерной бумаги. Описанные технологии ремонта сотовых конструкций позволяют восстанавливать исходные прочностные, аэродинамические и другие важные характеристики ремонтируемой детали или сборочной единицы. Имея необходимое оснащение и используя предложенные технологические процессы, можно ремонтировать конструкцию, не снимая с самолета, что позволит снизить затраты и сократить цикл выполнения ремонта.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, сотовый наполнитель, глубокие вмятины, мелкие вмятины, ремонт сотовых конструкций

Products made of composite materials are widely used in all areas of mechanical engineering. As a rule, such materials are applied in aviation in manufacturing the airframe components. Damage to the composite components (dents) is possible during manufacturing process, storage and operation. The known techniques to repair dents on components made of the composite materials have significant drawbacks, such as decrease in strength and aerodynamic characteristics of the components at the repair point, increase in its mass, etc. Proposals were developed to improve the known repair methods. The updated repair technique was considered using the example of the honeycomb skin structures made of the epoxy ma-

trix and a filler of carbon or glass fabric and honeycomb core of the polymer paper. The described technologies for the honeycomb structures repair would make it possible to restore the original strength, aerodynamic and other important characteristics of the repaired component or the assembly unit. Having the necessary equipment and using the described technological processes, it becomes possible to repair a structure without removing it from the aircraft, which would reduce costs and the repair cycle.

Keywords: composite material, honeycomb core, deep dents, small dents, honeycomb structure repair

Сотовые конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ) широко применяют в составе планера летательного аппарата, в том числе в панелях фюзеляжа, крыла, рулях высоты и направления, элементах механизации крыла, предкрылках, закрылках, спойлерах, интерцепторах и створках шасси. При изготовлении, хранении или эксплуатации возможны различные повреждения таких панелей.

Вмятины композитных конструкций подразделяют на глубокие (глубиной более 0,5 мм) и мелкие (глубиной 0,5 мм и менее) [1].

Ремонт глубоких вмятин выполняют удалением поврежденной обшивки, ремонтом сотового заполнителя или его заменой в ремонтной зоне, формованием заплаты из препрега на основе клея холодного или горячего отверждения с восстановлением молниезащиты и лакокрасочного покрытия (ЛКП) в зоне ремонта (рис. 1) [2, 3].

Цель статьи — доработка существующих методик ремонта сотовых конструкций для их упрощения с сохранением прочностных характеристик детали.

Существующие методики ремонта деталей из ПКМ предлагается доработать следующим образом:

- изменить способ выкладки вакуумного мешка (ВМ) на деталях большой кривизны, а также на кромках деталей, чтобы уменьшить трудоемкость, улучшить технологичность на производстве и обеспечить более высокое качество ремонта;

- уточнить методику обработки поврежденного участка детали для предотвращения образования неровностей поверхности при выкладке и отверждении препрега в месте повреждения; для чего предлагается ввести углы конусности при удалении поврежденного материала, что положительно скажется на аэродинамических характеристиках агрегата.

Ремонт мелких вмятин включает в себя зашкуривание ЛКП до первого тканевого слоя

обшивки либо до молниезащитной сетки [4, 5], заполнение углубления клеевой смесью, выравнивание, установку заплаты из двух слоев стеклоткани (Т-10-80 или Т-10-14) и окрашивание ремонтируемой зоны (рис. 2).

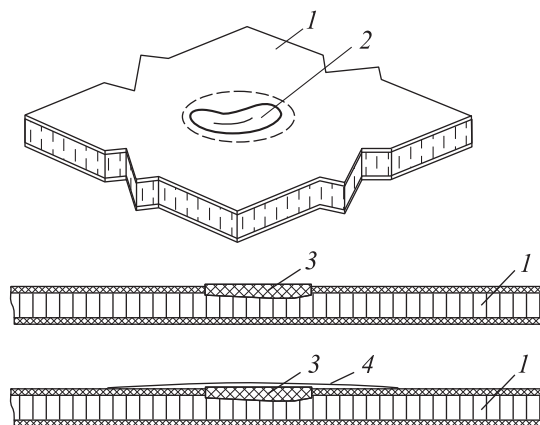


Рис. 1. Схема ремонта глубокой вмятины:
1 — ремонтируемая конструкция; 2 — глубокая вмятина;
3 — вставка из клеевой смеси (ЕА 9394 и аэросил или микросферы); 4 — слои заплаты

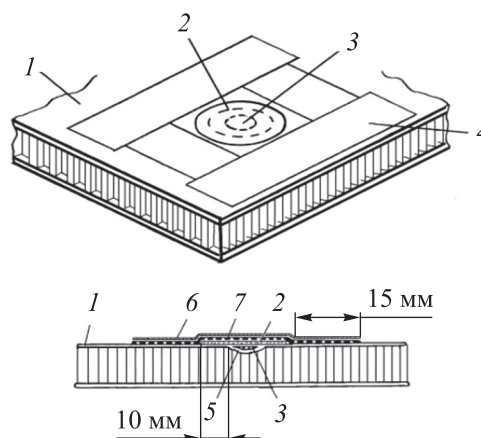


Рис. 2. Схема ремонта мелкой вмятины:
1 — ремонтируемый агрегат; 2 и 6 — первый (меньший) и второй слой заплаты; 3 — отвержденная клеевая смесь; 4 — бумажная липкая лента (удаляемая перед отверждением клеевой смеси); 5 — вмятина в обшивке; 7 — сетка молниезащиты

Известные способы ремонта композитных деталей и их недостатки.

Способ ремонта тонкостенных конструкций, предложенный в патенте RU 2181083 С2 (2002 г.), относится к технологии производства и ремонта тонкостенных металлических или полимерных конструкций, преимущественно листов или монолитных панелей с односторонним подходом, например, листовых деталей автомобилей или самолетов [6].

В соответствии с этим способом у конструкции определяют границы зоны повреждения и вырезают поврежденную зону. Изготавливают компенсирующую заплату из нескольких слоев препрега и смеси жидкого клея с наполнителем. Размер каждого последующего слоя, кроме первого, выбирают больше предыдущего на величину нахлеста и заливают поврежденную зону эпоксидным клеем. Из первого слоя препрега образуют дно поврежденной зоны и частично вдавливают его внутрь конструкции. Заполняют полость дефекта смесью жидкого эпоксидного клея с наполнителем. Укладывают другие слои поверх смеси клея с наполнителем, образуя компенсирующую заплату [7].

К недостаткам этого способа относятся:

- сложность используемого оборудования;
- необходимость нагрева ремонтной детали для ее приклеивания;
- сложность процесса разборки оборудования после закрепления ремонтной детали на поверхности изделия;
- высокая трудоемкость;
- дороговизна применяемого оборудования и материалов;
- низкое качество ремонтных работ из-за сложности их выполнения (требуется высококвалифицированный специалист) [8];
- невозможность контролировать качество проведенной работы без привлечения дополнительного оборудования и высококвалифицированного персонала для выполнения неразрушающего контроля [9].

Способ ремонта тонкостенных конструкций, предложенный в патенте RU 2694352 С1 (2018 г.), предназначен для изделий из ПКМ. Его достоинство заключается в упрощении ремонта изделия без нагревания и в повышении качества ремонта.

Согласно этому способу, с поверхности изделия удаляют поврежденную часть в месте дефекта, очищают ремонтируемый участок техническим низкокипящим растворителем —

ацетоном со степенью чистоты ч.д.а. или х.ч. Сверху места дефекта выкладывают один на другой два листа углеродной ткани, вокруг которых по контуру на расстоянии от них прикрепляют клейкую ленту. Поверхность изделия между клейкой лентой и листами углеродной ткани обрабатывают антиадгезионным составом.

Клейкую ленту удаляют и на ее место приклеивают в два ряда герметизирующий жгут (ГЖ). Внутри контура, образованного ГЖ, поверх листов углеродной ткани укладывают слой жертвенного материала, сверху которого устанавливают распределительную сетку. Поверх распределительной сетки размещают соединенную с ней линию подачи связующего. Полученную конструкцию покрывают двумя слоями вакуумной пленки, края каждого из слоев которой фиксируют по периметру посредством ГЖ с образованием соответствующего вакуумного пакета.

Каждый из собранных пакетов соединяют с помощью своей вакуумной линии с соответствующим ему насосом, и в каждом из них создают вакуум. По линии подачи эпоксидного связующего осуществляют его подачу и пропитывают им листы углеродной ткани. Эпоксидное связующее отверждают при комнатной температуре в течение 24 ч, после чего удаляют вакуумную пленку, линию подачи связующего, распределительную сетку и жертвенный материал и осуществляют постотверждение изделия при температуре 180 °С. Для получения ровной рабочей поверхности ремонтируемый участок изделия шлифуют.

Недостатками такого способа являются:

- невозможность восстановления жесткости отремонтированной зоны, что приводит к ее преждевременному разрушению при эксплуатации со знакопеременным нагружением;
- снижение аэродинамических характеристик ремонтируемого агрегата;
- недостаточное качество ремонта, так как на краях слоев заплаты образуются высокие напряжения, приводящие к существенным несовместным деформациям ремонтирующих слоев заплаты и детали, что вызывает локальное отслоение внешнего края заплаты и, как следствие, преждевременное разрушение всей отремонтированной зоны.

Методика ремонта изделий из ПКМ, предложенная А.П. Петровой и Г.В. Малышевой, описана в учебном пособии «Клеи, клеевые свя-

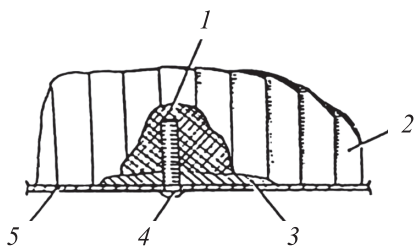


Рис. 3. Схема ремонта отслоения обшивки от сотового наполнителя зашприцовкой клея и установкой заглушки:

1 — клеевая композиция К-153А; 2 — сотовый наполнитель; 3 — клей К-153; 4 — заглушка УН2000-101; 5 — обшивка

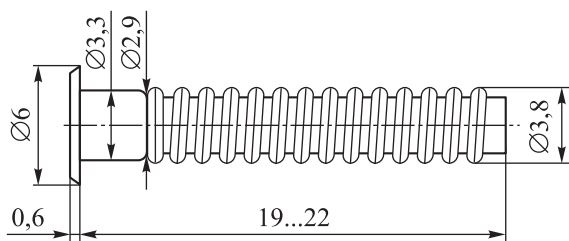


Рис. 4. Конструктивная схема заглушки УН2000-101

зующие и клеевые препреги» [10]. Ремонт отслоений обшивки от сотового наполнителя в местах, где его высота превышает 10 мм, выполняют зашприцовкой в зону отверстия клея К-153 и клеевой композиции К-153А с последующей установкой в отверстие заглушки (рис. 3). Заглушка (рис. 4), представляющая собой специальный винт с плосковыпуклой головкой, позволяет более надежно фиксировать ремонтируемый участок детали [11].

В поврежденной зоне обшивки просверливают отверстия диаметром 3,8 мм на глубину 3...5 мм с перекрытием за край дефекта на расстояние 10...15 мм с шагом 40 мм. Если поврежденная зона имеет ширину более 20 мм, то отверстия выполняют в шахматном порядке. В просверленные отверстия зашприцуют клей и устанавливают заглушки. Излишки клея удаляют шпателем, поверхность обшивки в месте ремонта протирают тампоном, смоченным в ацетоне. На дефектную зону накладывают липкую полиэтиленовую ленту для предотвращения вытекания клея. Ремонтируемое изделие переворачивают поврежденной поверхностью вниз и выдерживают его в таком положении не менее 10 ч. После этого липкую ленту снимают.

Качество ремонта — площадь зон непроклея — проверяют с помощью дефектоскопа или простукиванием. Если оно удовлетвори-

тельное, то посредством салфетки, смоченной в растворителе или смывке, удаляют ЛКП в зоне диаметром 15 мм вокруг головок заглушек. После выдержки в течение 5...10 мин заглушки герметизируют. Через 48 ч после нанесения герметика ЛКП восстанавливается [12].

Предложения по улучшению известных способов ремонта конструкций из ПКМ. Для сохранения аэродинамических и прочностных характеристик агрегата предлагается внести в известную технологию следующие изменения.

Первое предложение: изменить методику вырезания поврежденного участка — выполнять скос на обшивке после вклеивания «заплатки» сот. При вырезке участка обшивки толщиной более 1,5 мм ее поврежденный участок следует удалять вышлифовыванием с образованием скоса по краю выреза. Скос необходим для того, чтобы при дальнейшей укладке и последующем отверждении препрега на ремонтируемой части агрегата отсутствовали провалы или неровности слоев.

Выполнение скосов на обшивке необходимо предусматривать в том случае, когда ее толщина в зоне ремонта превышает 1,5 мм. При большей толщине обшивки распределение величины углов скоса зависит от количества слоев заплаты. При выкладке пяти и менее слоев угол скоса определяется соотношением 1:50 (т. е. длина скоса в 50 раз больше, чем толщина обшивки), при выкладке шести и более слоев — соотношением 1:30). Механическую обработку обшивки с целью выполнения скоса осуществляют после вклеивания сотовой вставки и удаления припуска вставки сот.

Второе предложение: ввести формулы для точного расчета слоев заплаты. Схема сборки (выкладки) слоев заплаты зависит от толщины ремонтируемой обшивки и, соответственно, от количества слоев препрега, компенсирующих повреждение.

При выкладке пяти слоев препрега и менее ширина припуска каждого слоя $L_{п.с}$ должна быть связана с толщиной монослоя δ_m соотношением

$$L_{п.с} = 50\delta_m, \text{ мм.}$$

Здесь первый множитель, определяющий соотношение между шириной припуска и толщиной монослоя препрега, равное 1:50, означает, что угол конусности составляет около 1,3°. Этот угол конусности рекомендован как наиболее

удобный при вышлифовке и не создающий неровностей при дальнейшей выкладке и отверждении.

При выкладке шести слоев препрега и более должно выполняться соотношение

$$L_{п.с} = 30\delta_m.$$

Здесь первый сомножитель, определяющий соотношение припуска и толщины препрега, равное 1:30, означает, что угол конусности составляет около 2° (самый удобный при вышлифовке и не создающий неровностей при дальнейшей выкладке и отверждении).

Необходимое число слоев заплат в зоне ремонта вычисляется как

$$N = (n + 1) = \frac{\delta_0}{\delta_m} + 1,$$

где n — отношение толщины обшивки к толщине монослоя препрега; δ_0 — толщина обшивки, мм; второе слагаемое в виде единицы — один дополнительный слой препрега, выравнивающий заплату относительно поверхности обшивки агрегата.

Припуск слоев заплаты определяется следующими выражениями:

- при количестве слоев препрега 5 и менее

$$L = 50n + 25;$$

- при количестве слоев препрега 6 и более

$$L = 30n + 25.$$

Здесь вторым слагаемым является ширина зоны перестыковки сетки молниезащиты, равная 25 мм.

Третье предложение: изменить технологию сборки ВМ на поверхностях большой кривизны, т. е. конкретно указать, как работать в таких случаях (в описанных способах и методике этого нет). Поправки к существующим технологиям ремонта деталей большой кривизны помогут снизить трудоемкость процесса. Например, сборка ВМ стандартным способом на детали площадью 1 м^2 занимает не менее 1 ч, а сборка пакета предлагаемым способом — около 40...45 мин.

На поверхностях большой кривизны (рис. 5) укладку ГЖ целесообразно проводить не на агрегате, а на вакуумной пленке по следующей технологии:

- очистить от загрязнений и обезжирить зону выкладки ВМ на агрегате (100...150 мм вокруг зоны ремонта);

- обозначить на агрегате зону выкладки ГЖ по контуру ВМ (с учетом технологического пакета);

- вырезать из полиамидной пленки полотно для ВМ;

- уложить пленку на агрегат и перенести на нее маркером контур выкладки ГЖ, нанесенный на агрегат;

- выполнить в зоне ремонта все работы, связанные с установкой заплаты (механообработку, изготовление и вклеивание вставки сотового наполнителя, подготовку и установку слоев заплаты в соответствии с технологией ремонта);

- уложить на агрегат (на линии выкладки ГЖ, прикрепляемого к оболочке ВМ) отрезок ГЖ длиной 100...120 мм, не удаляя с него защитную бумажную подложку в предполагаемом месте ввода под оболочку ВМ термопар, проводов нагревателя и дренажной трубки [13, 14];

- установить на отрезок ГЖ термопару (термопары),

- сориентировать ее (их) относительно заплаты;

- собрать в зоне ремонта технологический пакет; при необходимости использовать в составе пакета алюминиевый лист — его следует предварительно отформовать и подогнать к ремонтируемой поверхности;

- уложить термопару на технологический пакет, сориентировать ее относительно слоев заплаты и закрепить ее бумажной липкой лентой;

- ввести под ВМ провода нагревателя и дренажную трубку и выполнить в этих местах их установку на агрегате;

- на рабочем столе, отдельно от агрегата, уложить ГЖ на пленку ВМ в соответствии с разметкой (с обратной стороны пленки относи-

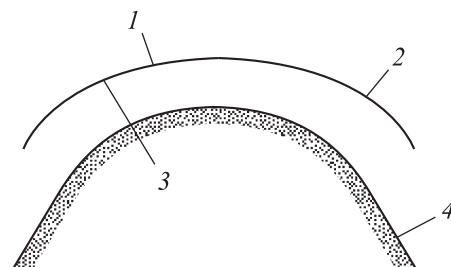


Рис. 5. Схема сборки ВМ при ремонте повреждений на поверхности большой кривизны:

- 1 — поверхность вакуумной пленки, на которой выполняют разметку для ВМ; 2 и 3 — вакуумная пленка и ее поверхность, на которую укладывают ГЖ;
- 4 — поверхность детали, на которой выполняют разметку ВМ

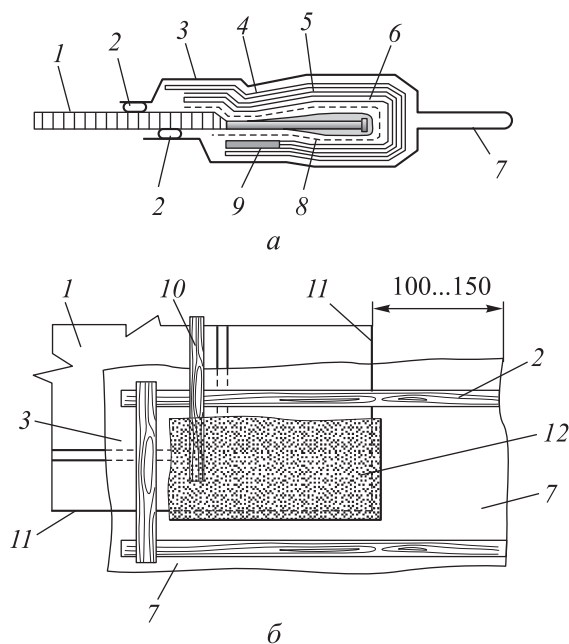


Рис. 6. Схемы сборки ВМ при ремонте повреждений на кромке детали:

- a* — вид сбоку (сечение); *б* — вид сверху;
 1 и 11 — ремонтируемая конструкция и ее кромка;
 2 — ГЖ; 3 и 7 — вакуумная пленка и петля (складка) на ней; 4 — дренажный материал;
 5 и 8 — неперфорированная и перфорированная разделительная пленка; 6 — слои заплаты;
 9 — жертвенная (поглощающая) ткань; 10 — вакуумная дренажная трубка; 12 — технологический пакет в сборе (компоненты ВМ и слои заплаты) [11–13]

тельно разметки), не удаляя со жгута бумажной защитной подложки;

- установить штучер в полотнище ВМ (если не предусмотрена дренажная трубка);
- удалить бумажные подложки с отрезков ГЖ, уложенных на агрегат для провода, термопар, вакуумной трубки;
- уложить пленку на агрегат, ориентируясь на нарисованный на ремонтируемом агрегате контур ВМ, постепенно удаляя с ГЖ защитную подложку; при образовании складок их заполнять жгутом, который имеется на полотнище ВМ;
- проверить ВМ на герметичность, для чего создать в нем максимальное разрежение, после чего перекрыть трубку отсоса воздуха и определить время, за которое давление под ВМ поднимется на 0,01 МПа; если это время составляет более 1 мин, то ВМ считается герметичным; ес-

ли ВМ негерметичен, то надо проверить укладку ГЖ и прилегание к нему вакуумной пленки; небольшие повреждения (проколы) в пленке можно устранить приклеиванием снаружи к пленке фрагментов ГЖ.

Четвертое предложение: использовать новый способ сборки ВМ на кромке детали. При сборке технологического пакета на кромке детали (рис. 6) предлагается доработать существующие методики следующим образом:

- для формирования слоев заплаты на кромке детали предусматривать складку ВМ шириной 100...150 мм, обеспечивающую нормальное прилегание вакуумной пленки по торцу ремонтируемой конструкции; при этом при сборке технологического пакета складка не предусмотрена, чтобы она не отпечатывалась на формируемой заплате [15];
- при использовании гибких нагревателей (термоодеял) их следует устанавливать с обеих сторон, не допуская деформацию на торце конструкции; такая деформация может повредить нагреватель; кроме того, затруднительно обеспечить плотное прилегание изогнутого нагревателя к торцу детали, особенно при ремонте криволинейной поверхности.

Выводы

1. Проанализированы существующие методики ремонта деталей из ПКМ. Отмечено, что они имеют следующие недостатки: снижение аэродинамических и прочностных характеристик ремонтируемого агрегата, высокая трудоемкость и дороговизна ремонта, увеличение массы ремонтируемой детали и т. д. [16, 17].

2. Для сохранения аэродинамических и прочностных характеристик агрегата, рекомендовано добавить в известную технологию следующие предложения:

- изменить методику вырезания поврежденного участка;
- ввести формулы для точного расчета слоев заплаты [18];
- изменить технологию сборки ВМ на поверхностях большой кривизны;
- использовать новый способ сборки ВМ на кромке детали.

Литература

- [1] Астанин В.В., Глова О.В., Шевчук О.А. Эксплуатационные повреждения элементов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов и методы их ремонта. *Технологические системы*, 2011, № 4, с. 46–52.
- [2] Резниченко Д.В. Особенности ремонта сотовых конструкций из композиционных материалов методом термокомпрессионного формования. *Инновации и инвестиции*, 2020, № 11, с. 236–240.
- [3] Крысин В.Н., Крысин М.В. *Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций*. Москва, Машиностроение, 1989. 234 с.
- [4] Кива Д.С., Двейрин А.З., Василевский Е.Т. и др. Методы ремонта агрегатов планера самолетов из КМ с трубчатым наполнителем. *Технологические системы*, 2013, № 2, с. 57–64.
- [5] Лупкин Б.В., Нитка В.С. Метод ремонта агрегатов из композиционных материалов с трубчатым (сотовым) наполнителем в полевых условиях. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 2014, № 63, с. 33–41.
- [6] Авдеев В.В. *Способ ремонта изделий из ПКМ*. Патент РФ 2694352. Заявл. 10.01.2018, опубл. 11.07.2019.
- [7] Технологическая инструкция ТИ59-1005-11. *Ремонт сотовых конструкций из алюминиевых сплавов и полимерных КМ*. Киев, 2011. 65 с.
- [8] Карпусенко Б.Ф. Ремонт конструкций из композиционных материалов. *Техника, экономика, информация. Сер. Техника и технология*, 1985, № 2, с. 28–33.
- [9] Воробей В.В., Маркин В.Б. *Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций*. Новосибирск, Наука, 2006. 189 с.
- [10] Петрова А.П., Малышева Г.В. *Клеи, клеевые связующие и клеевые препреги*. Москва, ВИАМ, 2017. 472 с.
- [11] Ремонт воздушных судов. Санкт-Петербург, СПб ГУГА, 2005. 90 с.
- [12] Бобрышев А.А., Мухаметзянова Г.Ф., Западнова Н.Н. и др. *Композиционные материалы*. Набережные Челны, ИПЦ Набережночелнинского института КФУ, 2018. 31 с.
- [13] Bardis J., Kedward K. *Effects of surface preparation on the long-term durability of adhesively bonded composite joints*. DOT/FAA/AR-03/53. Office of Aviation Research, 2004. 91 p.
- [14] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2018. 416 с.
- [15] Серенсен С.В., Зайцев Г.П. *Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами*. Киев, Наукова Думка, 1982. 296 с.
- [16] *ICAS proceedings. 17th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. AIAA, 1990. 2270 p.
- [17] Baker A., Dutton S. *Composite materials for aircraft structures*. AIAA, 2004. 599 p.
- [18] Hashin Z., Rosen B., Humphreys E. et al. *Fiber composite analysis and design: composite materials and laminates*. Vol. 1. DOT/FAA/AR95/29. Office of Aviation Research, 1997. 338 p.

References

- [1] Astanin V.V., Glova O.V., Shevchuk O.A. Operational damages of structural elements of aircraft from composite materials and methods of repair. *Tekhnologicheskie sistemy*, 2011, no. 4, pp. 46–52. (In Russ.).
- [2] Reznichenko D.V. Features of repair of honeycomb structures from composite materials by thermal compression molding. *Innovatsii i investitsii*, 2020, no. 11, pp. 236–240. (In Russ.).
- [3] Krysin V.N., Krysin M.V. *Tekhnologicheskie protsessy formovaniya, namotki i skleivaniya konstruktsiy* [Technological processes of forming, winding and bonding structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 234 p. (In Russ.).
- [4] Kiva D.S., Dveyrin A.Z., Vasilevskiy E.T. et al. Methods of repair of airframe aggregates made of KM with tubular filler. *Tekhnologicheskie sistemy*, 2013, no. 2, pp. 57–64. (In Russ.).
- [5] Lupkin B.V., Nitka V.S. Method of repairing of assemblies made of composite materials with tubular (honeycomb) filler under field conditions. *Otkrytye informatsionnye i kompyuternye integrirovannye tekhnologii*, 2014, no. 63, pp. 33–41. (In Russ.).
- [6] Avdeev V.V. *Sposob remonta izdeliy iz PKM* [Method of repairing articles from polymer composite materials]. Patent RU 2694352. Appl. 10.01.2018, publ. 11.07.2019. (In Russ.).

- [7] Tekhnologicheskaya instruktsiya TI59-1005-11. *Remont sotovykh konstruksiy iz al-yuminievyykh splavov i polimernyykh KM* [Process instruction TI59-1005-11. Repair of honeycomb structures made of aluminium alloys and polymer composites]. Kiev, 2011. 65 p. (In Russ.).
- [8] Karpusenko B.F. Repair of structures from composite materials. *Tekhnika, ekonomika, informatsiya. Ser. Tekhnika i tekhnologiya*, 1985, no. 2, pp. 28–33. (In Russ.).
- [9] Vorobey V.V., Markin V.B. *Kontrol kachestva izgotovleniya i tekhnologiya remonta kompozitnykh konstruksiy* [Quality control of manufacturing and repair technology of composite structures]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2006. 189 p. (In Russ.).
- [10] Petrova A.P., Malysheva G.V. *Klei, klevyye svyazuyushchie i klevyye prepregi* [Adhesives, adhesive binders and adhesive prepregs]. Moscow, VIAM Publ., 2017. 472 p. (In Russ.).
- [11] *Remont vozдушnykh sudov* [Aircraft repair]. Sankt-Petersburg, SPb GUGA Publ., 2005. 90 p. (In Russ.).
- [12] Bobryshev A.A., Mukhametzyanova G.F., Zapadnova N.N. et al. *Kompozitsionnye materialy* [Composite materials]. Naberezhnye Chelny, IPTs Naberezhnochelninskogo instituta KFU Publ., 2018. 31 p. (In Russ.).
- [13] Bardis J., Kedward K. *Effects of surface preparation on the long-term durability of adhesively bonded composite joints*. DOT/FAA/AR-03/53. Office of Aviation Research, 2004. 91 p.
- [14] Zhitomirskiy G.I. *Konstruksiya samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2018. 416 p. (In Russ.).
- [15] Serensen S.V., Zaytsev G.P. *Nesushchaya sposobnost tonkostennykh konstruksiy iz armirovannykh plastikov s defektami* [Bearing capacity of thin-walled structures made of reinforced plastics with defects]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1982. 296 p. (In Russ.).
- [16] *ICAS proceedings. 17th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. AIAA, 1990. 2270 p.
- [17] Baker A., Dutton S. *Composite materials for aircraft structures*. AIAA, 2004. 599 p.
- [18] Hashin Z., Rosen B., Humphreys E. et al. *Fiber composite analysis and design: composite materials and laminates*. Vol. 1. DOT/FAA/AR95/29. Office of Aviation Research, 1997. 338 p.

Статья поступила в редакцию 07.05.2023

Информация об авторах

ГОЛОВИНА Екатерина Сергеевна — аспирант кафедры «Конструкция и проектирование летательных аппаратов». Казанский Национальный Исследовательский Технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. Карла Маркса, д. 10, e-mail: Kat-golovina-vav@yandex.ru).

ХАЙРУЛЛИН Айбулат Рамилевич — аспирант кафедры «Конструкция и проектирование летательных аппаратов». Казанский Национальный Исследовательский Технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. Карла Маркса, д. 10, e-mail: aibrubin@mail.ru).

Information about the authors

GOLOVINA Ekaterina Sergeevna — Postgraduate, Department for Aircraft Design and Construction. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420011, Kazan, Russian Federation, Karl Marx St., Bldg. 10, e-mail: Kat-golovina-vav@yandex.ru).

KHAYRULLIN Aibulat Ramilevich — Postgraduate, Department for Aircraft Design and Construction. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420011, Kazan, Russian Federation, Karl Marx St., Bldg. 10, e-mail: aibrubin@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Головина Е.С., Хайруллин А.Р. Типовые технологические операции при ремонте вмятин сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 9, с. 108–115, doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-108-115

Please cite this article in English as:

Golovina E.S., Khairullin A.R. Typical technological operations in repairing dents on the PCM honeycomb structures. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 9, pp. 108–115, doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-108-115