

УДК 629.7.015.4.023

ББК 39.48

С147

**Н. А. Сажин**

**Иркутск, Россия**

**А. Н. Сажин**

**Воронеж, Россия**

## **ПЕРСПЕКТИВНЫЙ КРЕПЕЖ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ УГЛЕКОМПОЗИТОВ**

В статье рассматриваются достоинства и недостатки применения существующих (традиционных) крепежных соединений (металлических заклепок) в конструкции планера воздушного судна при применении углекомпозитных материалов. Приводятся эскизные проекты перспективных, запатентованных крепежных элементов (заклепок из ПКМ) и запатентованные технологии соединений их в авиационных конструкциях, экспериментальное натурное исполнение таких соединений из полимерных композиционных материалов (углекомпозитов), позволяющие повысить эффективность их крепежа.

**Ключевые слова:** крепёж, соединения, заклепка, углекомпозит, полимерный композиционный материал, заклепка с односторонним подходом, авиационные конструкции.

**N. A. Sazhin**

**Irkutsk, Russia**

**A. N. Sazhin**

**Voronezh, Russia**

## **PROMISING FASTENERS FOR AIRCRAFT STRUCTURES OF CARBON COMPOSITES**

The authors consider benefits and drawbacks of existing (traditional) fasteners (metal rivets) for airframes built with application of carbon composites. Schematic designs of promising patented fasteners (PCM rivets) and patented technologies of their mounting in aircraft structures, experimental full-size designs of the fasteners of polymeric composite materials (carbon composites) providing improvement of their mounting are given.

**Key words:** fasteners, mounting, rivet, carbon composite, polymeric composite material, blind riveting, aircraft structures.

Облик авиационных конструкций – это, по существу, компромисс между требованиями, предъявляемыми к авиаконструкциям, и существующими техническими возможностями.

Требования условно могут быть разделены на три составляющие: безопасность, экология (включая комфорт), техническая и экономическая эффективность.

Технические возможности, в первую очередь, определяются свойствами конструкционных материалов, технологией производства авиаконструкций из них, уровнем проектирования и **особенно их соединениями в конструкциях планера при применении в нем полимерных композиционных материалов (ПКМ)** [Сироткин, Гришин, Литвинов, 2006].

При проектировании самолетов, при применении КМ решается задача минимизации габаритов и массы конструкции при обеспечении заданных ГТХ в сложных условиях эксплуатации и боевого применения.

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеродного волокна – одно из эффективных средств снижения массы конструкции, из-за их преимуществ по удельной прочности и жесткости с традиционными материалами.

Совершенствование прочностных, деформационных, теплофизических характеристик углепластиков и повышение их теплоустойчивости даст возможность использовать их не только в слабо – и средне нагруженных конструкциях

самолётов (средства механизации крыла, тормозные щитки, зализы и т. п.), но и высоконагруженных агрегатах типа крыльев, ЗГО, ПГО, ВО.

Снижение массы при применении ПКМ, в таких элементах конструкции, как крыло, фюзеляж, оперение, а также возможности придания им более рациональных аэродинамических форм при проектировании снижает потребную тягу двигателей, а следовательно, и массу силовой установки.

Снижение массы конструкции крыла, фюзеляжа, оперения, силовой установки приводит, в свою очередь, к снижению массы шасси и массы топлива, которое должно быть размещено на ЛА для обеспечения заданной дальности полета, а это опять-таки даст возможность снизить исходную массу конструкции ЛА (массу крыла, фюзеляжа, оперения) и его размерность.

В результате такого «каскадного» эффекта масса ЛА с новыми размерами будет существенно меньше, чем при простой замене обычных материалов (традиционных) в конструкции ЛА на ПКМ (т. е. при его модернизации) [Мышкин, 2006; Сажин, Подоляк, 2007].

Это значительно повышает боевую или транспортную эффективность воздушных судов.

Вместе с тем, при более чем 45-летнем периоде эксплуатации ЛА с композитами (с 1969 г.) [Butcher, 1982] были выявлены и их недостатки по сравнению с традиционными (металлическими) авиационными материалами. Покажем основные из них:

*Высокая чувствительность к концентраторам напряжений* [Кузнецов, Сажин, 2014].

К основным технологическим недостаткам при производстве и ремонте агрегатов, узлов, деталей из ПКМ следует отнести:

*1. Недостаточная прочность композитных конструкций при применении крепежа из традиционных материалов (стрессневых заклепок полупустотелых заклепок, заклепок с вытяжным сердечником, гайкопистонов, заклепок высокого сопротивления срезу из Al-сплавов и легированных сталей).*

Прочность наиболее распространенных клепанных, болтовых, винтовых соединений металлических крепежных элементов значительно превосходит прочность авиационных конструкций из композитов. Из-за невысокой прочности последних на смятие ( $\sigma_{см}$ ) и срез ( $\tau_{ср}$ ) может быть сведен на «нет» весь выигрыш в массе от применения в конструкции композитов при установке металлического крепежа [Васильев, Протасов, Болотин, 1990].

*2. Высокая чувствительность к соблюдению технологической дисциплины в процессе сборки и ремонта агрегатов планера, выполненных из ПКМ.*

Исследование технологических процессов сборки и ремонта агрегатов планера из ПКМ, визуальный и инструментальный контроль материала в местах, где установлены традиционные крепежные элементы (болт-заклепки, заклепки типа ЗВСС, заклепки с вытяжным сердечником, взрывные заклепки, гайкопистоны из традиционных материалов – стали, сплавов титана и алюминия) показывают, что вокруг них возникают внешние и под поверхностные повреждения в виде трещин и сколов [Разработка технологических процессов ремонта, 2003] (рис. 1).



*Рис. 1. Технологические дефекты (трещины) при постановке заклепок ЗВСС (материал 30ХГСА) в авиационную конструкцию из углекомпозита*

Исследования показывают, что даже при безударной клепке, в результате обжатия металлических крепежных элементов, в районе отверстия конструкции из

композита наблюдается его разрушение. Последнее существенным образом влияет на прочностные характеристики соединения в целом и является недопустимым согласно требованиям стандарта ОСТ 1.11200-73.

Ударный метод клепки для авиационных конструкций из композитов при производстве и ремонте вообще не приемлем по причине того, что приводит к появлению большого количества дефектов, влияющих на прочность заклепочных соединений из-за разрушения связующего композита. Необходимо учесть, что кроме разрушения собственно материала наблюдаются растрескивания и сколы лакокрасочных покрытий, что, в свою очередь, будет способствовать возникновению электрохимической коррозии.

К основным эксплуатационным недостаткам авиационных конструкций из композитов кроме ремонтпригодности следует отнести:

*2. Низкая ударная стойкость полимерных композиционных материалов в отличие от высокой ударной вязкости традиционных авиационных сплавов (сплавов из Al и Ti).*

Проблематичность этого явления заключается в том, что ударные повреждения, которые всегда имеют место при технической эксплуатации, не могут быть выявлены визуально в углекомпозитном материале.

Для выявления этих дефектов и оценки их роста при циклическом нагружении требуется применение высокочувствительных, дорогостоящих приборов дефектоскопического контроля (ДАМИ – С 09, тепловизоров – неразрушающего контроля с помощью инфракрасного излучения и др.) [Кузнецов, Сажин, 2014].

*3. Низкая коррозионная стойкость металлического крепежа в композитных авиационных конструкциях, изготовленных из углекомпозита* [Кузнецов, Сажин, 2014; Разработка технологических процессов ремонта авиационных конструкций из композитов, 2003].

Известно, что углекомпозит на основе графита является крайним элементом в гальванической последовательности (рис. 2).

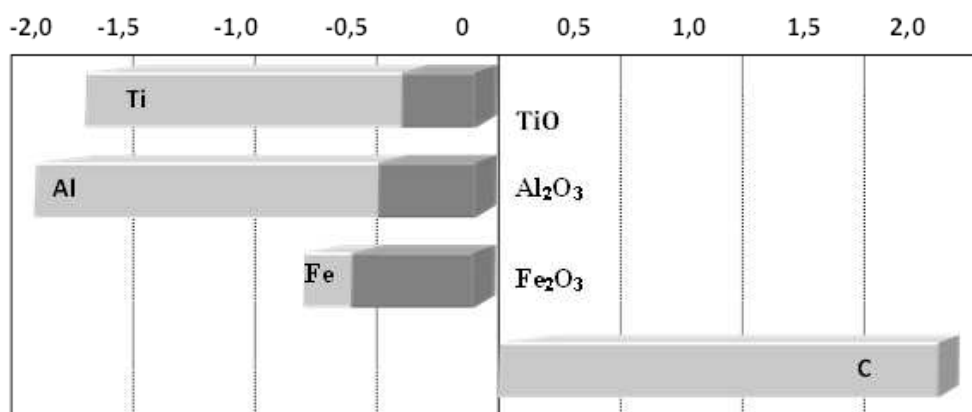


Рис. 2. Ряд напряжений

Это означает, что он сам весьма устойчив против коррозии, но создает электрохимический потенциал, который приводит к коррозии все менее инертные металлы, находящиеся с ним в непосредственном контакте (рис. 3) [Кузнецов, Сажин, 2014].

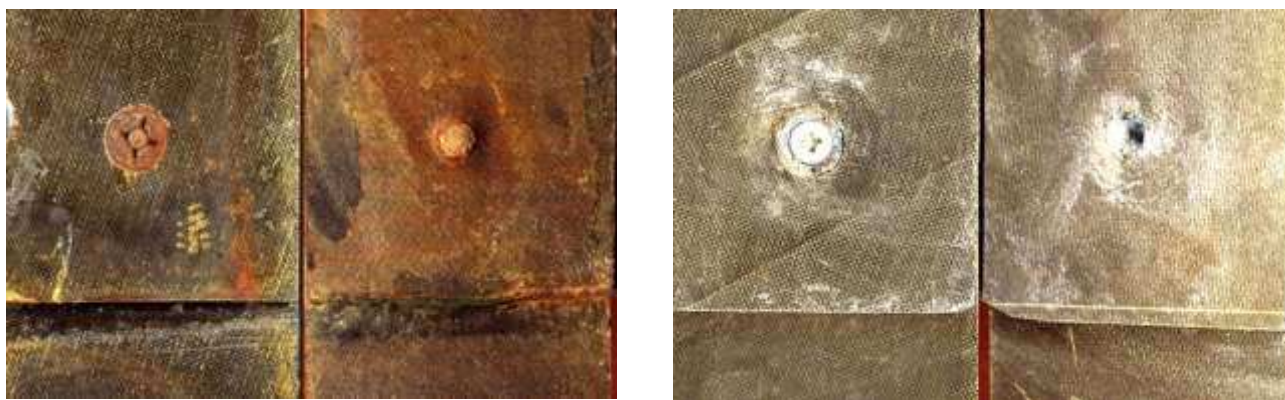


Рис. 3. Коррозия металлического крепежа (заклепка типа ЗВСС (материал 30ХГСА) и заклепка типа гайкопистон (материал В65)) в углекомпозитных авиационных конструкциях

Эта проблема заключается в том, что, как было установлено, наиболее дорогостоящим технологическим процессом при технической эксплуатации и ремонте воздушных судов является удаление и замена прокорродировавших или ослабленных металлических крепежных элементов в композитных конструкциях.

Эти капиталовложения доминируют независимо от того, является ли самолет военным или гражданским [Picard, 1988].

В настоящее время в целях борьбы с электрохимической коррозией при сборке агрегатов из ПКМ в местах их соединения используются антикоррозионные покрытия, а также устанавливаются крепежные элементы из стали, сплавов титана и алюминия, что, в свою очередь, не может не сказаться на показателях массы и стоимости ЛА.

В связи с этим возникают вопросы о необходимости принятия мер, уменьшающих или ослабляющих подобные явления, поскольку в противном случае это может привести к последствиям, связанным с ослаблением силовой схемы авиационных конструкций из композитов.

Повысить ремонтпригодность композитных авиационных конструкций можно, применив новые крепежные элементы, изготовленные из ПКМ.

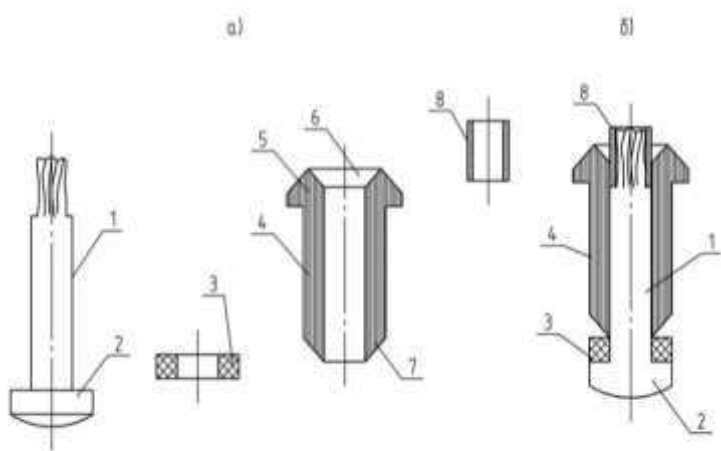
В работе [Патент Российской Федерации RU № 2 261 374 С2, МПК7F 16 В 19/06, В 21 J 15/02] представлена заклепка (крепежный элемент), которая позволяет проводить ремонт авиационных конструкций из композитов при одностороннем подходе к ремонтируемому участку.

В ходе решения задач настоящей работы проведен анализ возможности использования для сборки и ремонта агрегатов планера из ПКМ крепежных элементов, изготовленных из материала, аналогичного ремонтируемому.

Недостатками заклёпки и способа получения неразъемного заклепочного соединения, представленных в работе [Патент Российской Федерации RU № 2 261 374 С2, МПК7F 16 В 19/06, В 21 J 15/02] является низкая надежность заклепочного соединения, что обусловлено тем, что после удаления фторопластовой обечайки со стержня, между стержнем и внутренней поверхностью оболочки в виде втулки из неотвержденного препрега образуется пустота, что снижает прочность заклёпки и заклёпочного соединения в целом. При этом возможным недостатком является низкая технологичность заклепочного шва, обусловленная тем, что оболочка в виде втулки в момент поставки изделия находится в неотверждённом (неполимеризованном) состоянии.

Недостатком указанного способа является низкая технологичность заклепочного шва, обусловленная тем, что оболочка в виде втулки в момент поставки

находится в неотверждённом (неполимеризованном) состоянии.



*Рис.4.Перспективная специальная заклепка (эскизный проект) с односторонним подходом к ремонтируемому участку (заклепочному шву)*

Техническим результатом изобретения является повышение технологичности получения неразъёмного заклепочного соединения деталей из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к за-

клепочному шву [Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 C1, МПК7F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01)] (рис. 4).

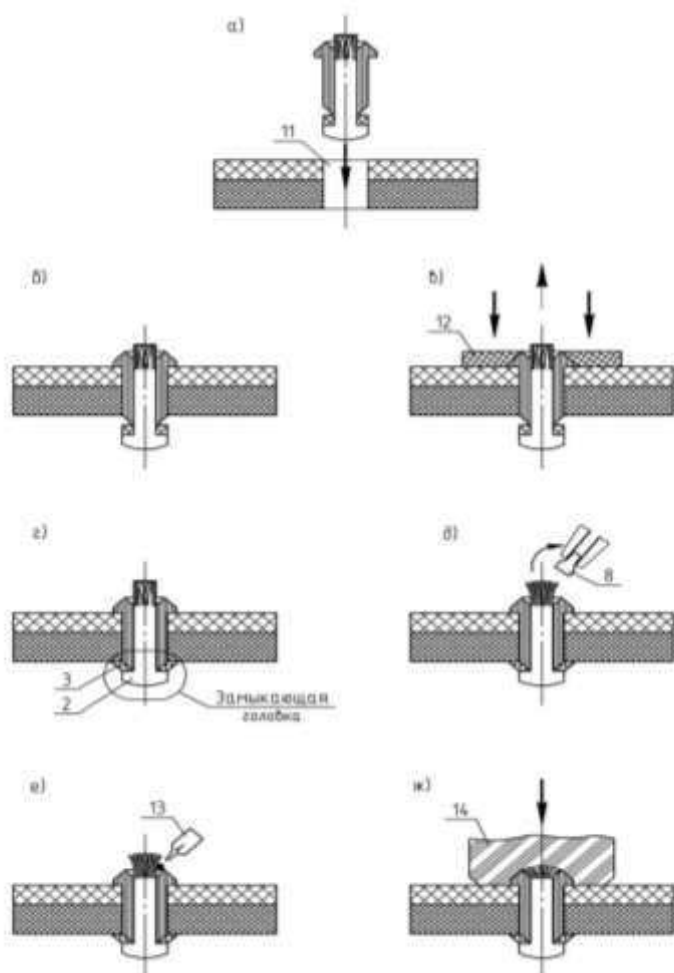
Это является результатом того, что корпус заклёпки в виде втулки с закладной головкой в момент поставки находится в отверждённом состоянии.

Указанный технический результат достигается тем, что заклёпка, состоящая из стержня, выполненного из полимерного композиционного материала с волокнами, ориентированными вдоль оси стержня, с цилиндрической головкой на одном конце и неотверждённой верхней частью стержня на другом конце установлена в корпус, выполненный из отвержденного препрега родственного соединяемым деталям композиционного материала и состоящий из цилиндрических соосных закладной головки и втулки. При этом закладная головка прозенкована, а нижняя часть втулки выполнена на конус. Между цилиндрической головкой заклёпки и нижней частью втулки корпуса установлено кольцо из тканного неотвержденного препрега. При этом длина втулки корпуса равна толщине соединяемых деталей, а конус нижней части втулки корпуса находится под соединяе-



мыми деталями на толщину кольца. Внешний диаметр втулки корпуса равен диаметру цилиндрической головки заклепки, а внутренний – диаметру стержня. Внешний диаметр кольца равен внешнему диаметру втулки, при этом только на неотвержденную верхнюю часть стержня установлена фторопластовая обечайка [Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 С1, МПК7F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01)].

На *рис. 4* [Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 С1, МПК7F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01)] показано продольное сечение заклепки, где обозначено (а): 1 – стержень заклепки; 2 – цилиндрическая головка; 3 – кольцо из тканного равнопрочного неотвержденного препрега КМУ – 7ТР; 5 –



закладная головка корпуса заклёпки; 4 – втулка корпуса заклепки; 6 – прозенкованное отверстие закладной головки; 7 – конус нижней части втулки корпуса; 8 – фторопластовая обечайка; (б) – заклепка в сборе).

Повышение технологичности получения неразъёмного заклёпочного соединения деталей из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклёпочному шву заключается в том, что корпус заклёпки в виде

*Рис. 5.* Технология получения неразъёмного заклёпочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклёпочному шву)

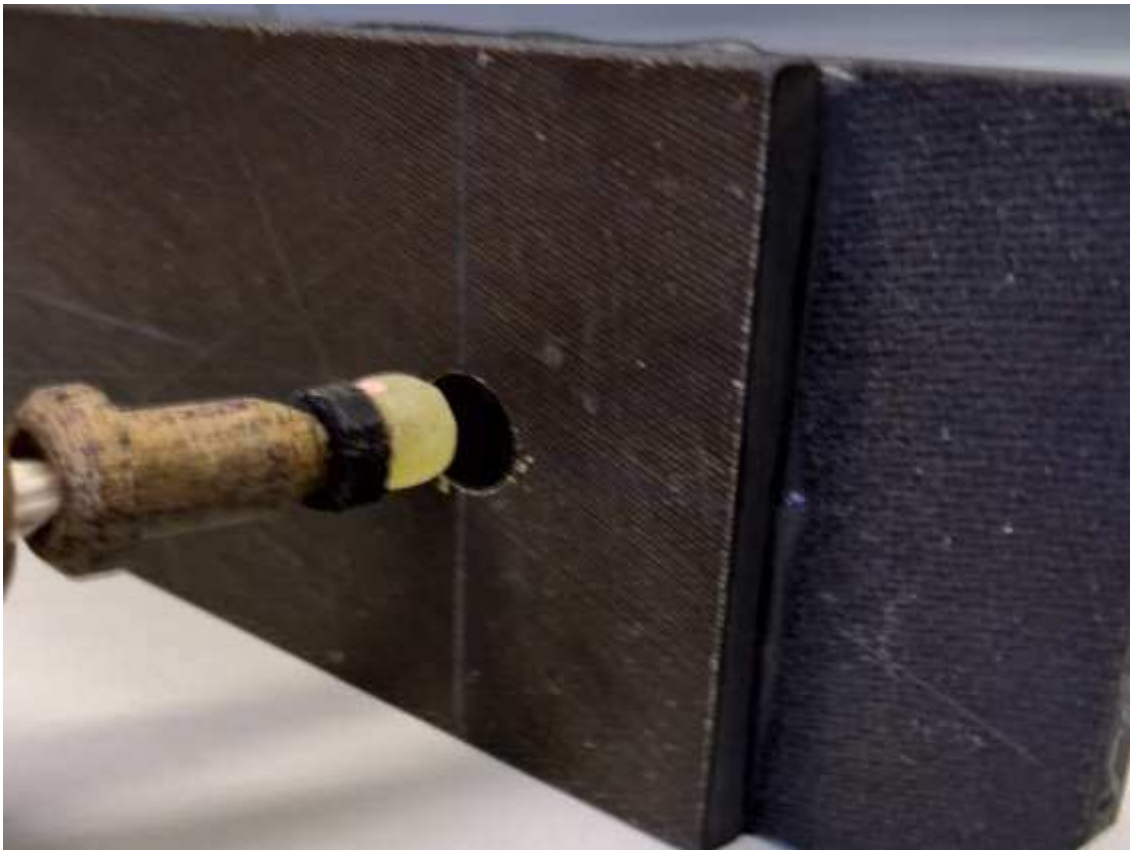
втулки с закладной головкой в момент поставки находится в отверждённом состоянии.

На *рис. 5* представлена технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву) [Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 С1, МПК7F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01)]: а, б) размещение заклепки в отверстиях соединяемых деталей; в) фиксация закладной головки корпуса заклепки; г) образование замыкающей головки; д) удаление фторопластовой обечайки; е) пропитка клеевой композицией; ж) формирование фиксирующей части закладной головки; 11) соосные отверстия соединяемых деталей; 12) упорное кольцо; 13) шприц с клеевой композицией; 14) фторопластовая оправка.

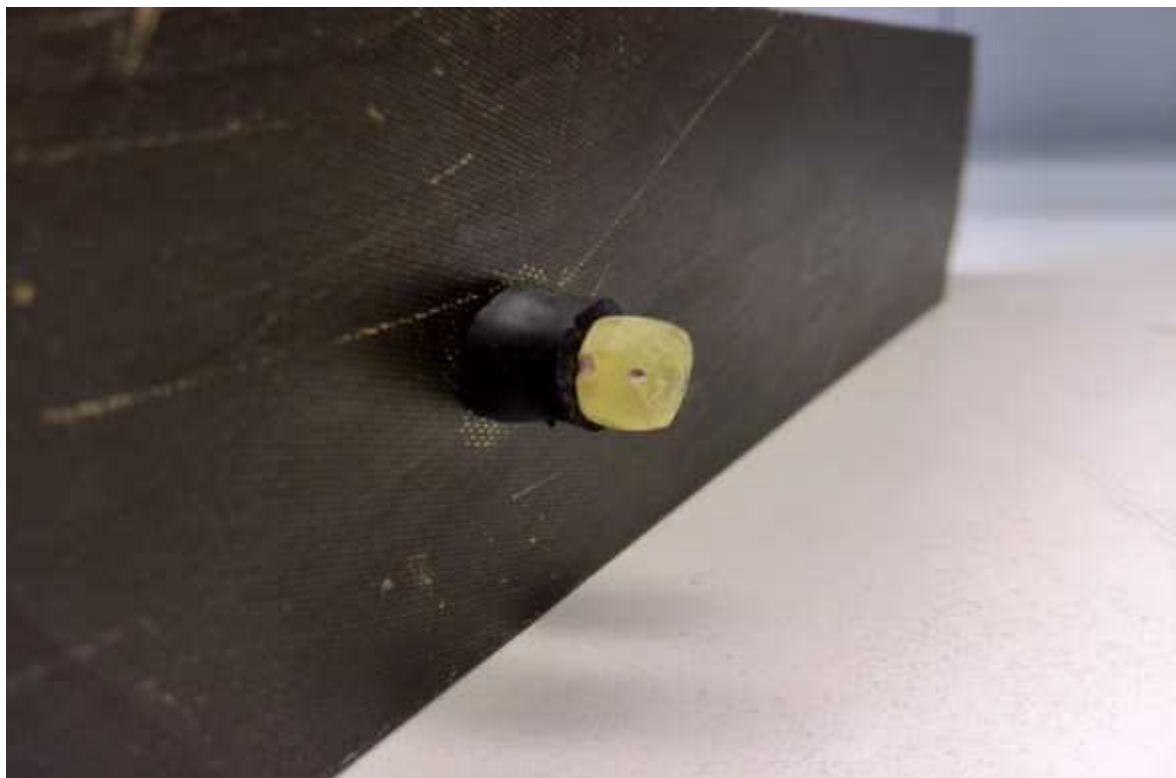
Предлагаемая технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой позволяет образовывать замыкающую головку за счет деформации препрега кольца в холодном состоянии о конусную (концевую) часть корпуса заклёпки, при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклёпочному шву, улучшая, тем самым, надежность и технологичность заклёпочного соединения.

Таким образом, новые технические решения – заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения при помощи неё, соответствует критерию «новизна» [Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 С1, МПК7F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01)].

Натурные образцы перспективного крепежа (заклепок из ПКМ) и технология ремонта этими крепежными элементами авиационных конструкций из углекомполитов представлены на *рис. 6, 7, 8, 9*.



*Рис. 6.* Постановка заклепки в отверстие соединяемых деталей



*Рис. 7.* Формообразование замыкающей головки после деформации препрега кольца о конусную (концевую) часть корпуса заклепки



*Рис. 8.* Постадийное образование заклепочного шва при применении перспективного крепежного элемента (заклепки) при отсутствии двухстороннего подхода к заклепочному шву



*Рис. 9.* Постадийное формообразование замыкающей головки заклепки для производства и ремонта агрегатов планера из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода к заклепочному шву

Эффективность от применения предлагаемых технических решений достигается за счёт повышения надежности и технологичности получаемого неразъемного заклёпочного соединения деталей авиационной конструкции из полимерных композиционных материалов, при отсутствии двухстороннего подхода к заклёпочному шву.

Применение их в конструкциях ЛА позволит существенно сократить применение различных антикоррозионных грунтов и покрытий, а также будет являться средством для уменьшения уровня возвращаемого радиосигнала при облучении ЛА радиолокационной станцией, поскольку ПКМ обладает свойствами частичного поглощения этих сигналов.

С точки зрения технологии, применение крепежных элементов из ПКМ позволяет сократить время ремонтных работ и не требует специальных устройств и приспособлений для их постановки, тем самым повышается ремонтпригодность, надежность и технологичность композитной конструкции, уменьшается ее радиолокационная заметность.

### **Библиографический список**

1. *Васильев В. В.* Композиционные материалы: справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин; под общей редакцией В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
2. *Кузнецов С. Н.* Преимущества и недостатки авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов: раздел отчета о НИР № 01201363073-шифр Углекомпозит / С. Н. Кузнецов, Н. А. Сажин. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2014. 148 с.
3. *Мышкин Л. В.* Прогнозирование развития авиационной техники – теория и практика. М.: Физмалит, 2006. 304 с.
4. Разработка технологических процессов ремонта авиационных конструкций из композитов: отчет о НИР: шифр «Ореол – 2002» / Иркутский военный авиационный инженерный институт (ИВАИИ); Научный руководитель Сажин Н. А.; исполнители: Алесковский С. Л., Нацубидзе С. А., Сажин А. Н. и др. – Иркутск: ИВАИИ, 2003. 60 с.
5. *Сажин А. Н., Сажин Н. А., Подоляк М. П.* и др. Патент Российской Федерации RU № 2 582 472 С1, МПК<sup>7</sup>F 16 В 19/06 (2006.01), В 21 J 15/02 (2006.01). Заклепка и способ получения неразъемного заклёпочного соединения; Федеральная служба по интеллектуальной собственности; 27.04.2016, Бюл. №12. – 6 с.: ил.

6. *Сажин Н. А., Сажин А. Н., Соловьев Д. В.* и др. Патент Российской Федерации RU № 2 261 374 C2, МПК<sup>7</sup>F 16 B 19/06, B 21 J 15/02. Заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения; Федеральная служба по интеллектуальной собственности; 27.09.2005, Бюл. №27. – 6 с.: ил.

7. *Сажин А. Н.* К вопросу об оценке влияния применения композиционных материалов в конструкции планера летательного аппарата на его боевую живучесть, ремонтпригодность и заметность / М. П. Подоляк, А. Н. Сажин // VIII научные чтения по авиации. Ч. 1 / Военно-возд. инж. акад. им. профессора Н. Е. Жуковского. – М.: ВВИА, 2007. С 42–43.

8. *Сироткин О. С.* Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники / О. С. Сироткин, В. И. Гришин, В. Б. Литвинов. М.: Машиностроение, 2006, 306 с.

9. *Butcher D. N.* Non – honeycomb F-16 horizontal stabilizer, structural design // ICAS Proc. 1982, AIAA Aircraft Syst. And Technol. Conf. Seattle. 1982. Vol. 2.S.I. P. 586-592.

10. *Picard C. A.* Use of new materials and new technologies in modern aircraft structures // Mater/ et Techn, 1988, № 1-2, p. 14-39.

## Reference

1. *Vasil'ev V. V.* Composite materials: reference-book / V. V. Vasil'ev, V. D. Protasov, V. V. Bolotin; ed. by V. V. Vasil'ev, Ju. M. Tarnopol'skij. – М.: Mashinostroenie, 1990. – 512 p. (in Russian)

2. *Kuznecov S. N.* Benefits and drawbacks of aircraft structures of polymeric composite materials: research report section № 01201363073-code Carbon composite / S. N. Kuznecov, N. A. Sazhin. Irkutsk: Irkutsk branch of MSTU CA, 2014. 148 p. (in Russian)

3. *Myshkin L. V.* Forecasting of aircraft engineering development – theory and practice. М.: Fizmalit, 2006. 304 p. (in Russian)

4. Development of technological processes of composite aircraft structure repair: research report: code «Oreol – 2002» / Irkutsk Military Aviation Engineering Institute; Research advisor Sazhin N. A.; performers: Aleskovskij S. L., Nacubidze S. A. , Sazhin A. N. et al. – Irkutsk: IMAEI, 2003. 60 p. (in Russian)

5. *Sazhin A. N., Sazhin N. A., Podoljak M. P.* et al. Patent of the RF RU № 2 582 472 C1, МПК<sup>7</sup>F 16 B 19/06 (2006.01), B 21 J 15/02 (2006.01). Rivet and a method of producing a one-piece riveted joint; Federal Service for Intellectual Property; 27.04.2016, Bul. №12. – 6 p.: il. (in Russian)

6. *Sazhin N. A., Sazhin A. N., Solov'ev D. V.* et al. Patent of the RF RU № 2 261 374 C2, МПК<sup>7</sup>F 16 B 19/06, B 21 J 15/02. Rivet and a method of producing a one-piece riveted joint; Federal Service for Intellectual Property; 27.09.2005, Bul. №27. – 6 p.: il. (in Russian)

7. *Sazhin A. N.* Concerning the influence of composites used in an airframe on its tolerance to battle damage, repairability and observability / M. P. Podoljak, A. N. Sazhin // VIII scientific aviation readings. P. 1 / Zhukovsky Air Force Engineering Academy. – M.: AFEA, 2007. P. 42–43. (in Russian)

8. *Sirotkin O. S.* Designing, calculations and technology of mounting in aircraft engineering / O. S. Sirotkin, V. I. Grishin, V. B. Litvinov. M.: Mashinostroenie, 2006, 306 p. (in Russian)

9. *Butcher D. N.* Non – honeycomb F-16 horizontal stabilizer, structural design // ICAS Proc. 1982, AIAA Aircraft Syst. And Technol. Conf. Seattle. 1982. Vol. 2.S.I. P. 586-592. (in English)

10. *Picard C. A.* Use of new materials and new technologies in modern aircraft structures // Mater/ et Techn, 1988, № 1-2, p. 14-39. (in English)