



Научная статья

УДК 629.73.02:620.22

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188824>

EDN: <https://www.elibrary.ru/SGZHPY>

Методика реинжиниринга с переходом на композиционный материал узла соединения моноблока отъемной части крыла и центроплана летательного аппарата

Владимир Алексеевич Костин¹, Антон Сергеевич Луканкин^{2✉}, Сергей Алексеевич Одинок³,
Сергей Анатольевич Луканкин⁴, Ленар Усманович Султанов⁵, Олег Григорьевич Скомороха⁶

^{1, 2, 3, 4} Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева –
КАИ, Казань, Российская Федерация

⁵ Казанский федеральный университет (КФУ), Казань, Российская Федерация

⁶ АО «Спецдеталь», Казань, Российская Федерация

¹ VAKostin@kai.ru

² lukankin_a@inbox.ru ✉

³ odinokov-sergej@mail.ru

⁴ lukankin.sergej@yandex.ru

⁵ lenar.sultanov@kpfu.ru

⁶ skoleg77@mail.ru

Аннотация. Представлен процесс реинжиниринга с переходом на композиционный материал конструктивной модели крыла, выполненной в виде моноблочной модели, являющейся отъемной частью планера. Результат разработки новой конструктивно-силовой схемы сборочного элемента крыла, выполненного в качестве цельнокомпозитного фитингового узла, позволяет резко снизить трудоемкость при изготовлении, дальнейшей сборке и замене с целью ремонта «черного» углепластикового крыла при обеспечении заданных эксплуатационных показателей.

Ключевые слова: углепластиковое «черное» крыло, несущая силовая схема, композитный летательный аппарат, моноблочная модель, цельнокомпозитный фитинговый узел, весовая отдача

Для цитирования: Костин В.А., Луканкин А.С., Одинок С.А., Луканкин С.А., Султанов Л.У., Скомороха О.Г. Методика реинжиниринга с переходом на композиционный материал узла соединения моноблока отъемной части крыла и центроплана летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 3. С. 72–81. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188824>

Original article

Reengineering Technique with Transition to the Composite Material of the Outer Wing Monoblock—to—Aircraft Centre-Section Connection Assemblage

Vladimir A. Kostin¹, Anton S. Lukankin^{2✉}, Sergey A. Odinokov³, Sergey A. Lukankin⁴,
Lenar U. Sultanov⁵, Oleg G. Skomorokha⁶

^{1, 2, 3, 4} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI,
Kazan, Russian Federation

⁵ Kazan Federal University (KFU), Kazan, Russian Federation

⁶ JSC “Specdetal”, Kazan, Russian Federation

¹ VAKostin@kai.ru

² lukankin_a@inbox.ru✉

³ odinokov-sergej@mail.ru

⁴ lukankin.sergej@yandex.ru

⁵ lenar.sultanov@kpfu.ru

⁶ skoleg77@mail.ru

Abstract

As is known, aircraft engineering development is a costly, labor-intensive, and time-consuming process. At the same time, the existing aircraft engineering samples typically possess a significant modernization potential, which is being currently exploited by design bureaus to obtain the upgraded models with a new set of performance and operational characteristics. Retrofitting of the secondary airframe structures (typically fuselage components) by replacing them with composite materials without altering the structural-power scheme is straightforward and relatively simple to execute. Transition within the framework of modernization activities of the load bearing aviation structures, such as of wing or fuselage load bearing sets, to composite materials compared to the above said is non-trivial and labor intensive task associated among all in principle with assessment of the carrying capacity with the new structure as a whole. The adduced reasons substantiate the absence of analytical information on the results of works on the load bearing elements of the aircraft structures transition to composite materials.

The presented article levels the lack of the said data and allows determining in general the totality of tasks arising while solving the problem of the load bearing structural elements modernization. The authors consider the issues arising with the complete transition of the bolted flange joint, connecting components of a monolithic wing, to composite materials for an aircraft with a maximum takeoff weight exceeding five tons. Structural solutions, evaluation of their load bearing capacity and experimental substantiation of their resource potential are considered. Inferences by the results of the conducted research are adduced as well.

Keywords: carbon fiber composite “black” wing, load-bearing structural configuration, composite aircraft, monoblock model, all-composite fitting assemblage, structural weight efficiency

For citation: Kostin V.A., Lukankin A.S., Odinokov S.A., Lukankin S.A., Sultanov L.U., Skomorokha O.G. Reengineering Technique with Transition to the Composite Material of the Outer Wing Monoblock—to—Aircraft Centre-Section Connection Assemblage. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(3):72-81. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188824>

List of Figures

Fig. 1. Outer wing monoblock-to-center section joint assemblage

Fig. 2. Single-block scheme layout of the black wing

Fig. 3. First design of the fitting joint

Fig. 4. Center section-to-outer wing joint

Fig. 5. Titanium alloy fitting block (a); separate fitting under the same bolt load (b)

Fig. 6. Titanium-carbon fiber reinforced polymer fitting block (three-fitting assembly), hybrid bolted-bonded joint

Fig. 7. A model of the fitting block with the embedded stud-nut non-detachable joint, the fitting element walls are elongated for the production nut

Fig. 8. Fitting element with a slot for the embedded bolts

Fig. 9. Composite fitting joint with a slot for fasteners

Fig. 10. Results of the composite fitting joint static structural analysis

Fig. 11. Design of the fitting block with a stud through a slot and a side recess

Fig. 12. The composite fitting analysis results

Fig. 13. The structurally similar sample manufacturing

Fig. 14. Cyclogram of the structurally similar sample loading

Fig. 15. The sample undergoing mechanical testing

Fig. 16. Static test rig for the center section-to-outer wing joint sample

List of Tables

Table. The layer package structure (the EDT-69N(M) binder)

Введение

Разработка авиационной техники является, как известно, затратным, трудоемким и протяженным во времени процессом. Вместе с тем существующие образцы авиационной техники имеют, как правило, значительный модернизационный потенциал, что в настоящее время используется проектными организациями для получения модернизированных образцов техники с совокупностью новых свойств и эксплуатационных параметров. Модернизация малонагруженных элементов конструкции (как правило, фюзеляжа) с их переводом на композиционные материалы (КМ), не затрагивающая конструктивно-силовую схему изделия, не вызывает особых затруднений и реализуется достаточно просто [1, 2]. Перевод на КМ несущих элементов авиационных конструкций, например силового набора крыла или фюзеляжа, в рамках модернизационных мероприятий является нетривиальной и трудоемкой задачей, в которую входит, в том числе, оценка несущей способности по существу новой конструкции в целом [3, 4]. Этим объясняется отсутствие аналитической информации о результатах работ по переводу несущих элементов авиационных конструкций на КМ в рамках модернизации изделия. Содержание представленной статьи несколько восполняет отсутствие указанных данных и позволяет в целом определить совокупность задач, возникающих при решении проблемы модернизации силовых элементов конструкции.

В статье рассмотрена задача перевода на КМ крыла летательного аппарата (ЛА), а именно рассмотрен вариант разработки конструктивного исполнения цельнокомпозитного фитингового узла сочленения моноблочного «черного» крыла ЛА, имеющего взлетную массу более 5 т, для замены первоначального металлического.

Фитинговый узел соединения моноблока отъемной части крыла (ОЧК) и центроплана разрабатывался для крыльев, у которых отсутствует классический продольный и поперечный силовой набор (лонжероны, нервюры, стрингеры), а весь изгибающий момент воспринимается крылом

целиком. Схематичное изображение данного элемента конструкции в традиционном металлическом исполнении представлено на рис. 1.



Рис. 1. Узел соединения моноблока ОЧК и центроплан

Переход на высокопрочные КМ позволяет обеспечить более высокую технологичность и планируемую надежность готового изделия, а также увеличить максимальную весовую отдачу конструкции. На практике концепция цельнокомпозитного кессона крыла и интегрального стыка без использования промежуточных титановых фитингов на стрингерах была реализована в рамках работ по программе МС-21 [5]. Вопросы прочности элементов конструкции ЛА, выполненных из полимерных КМ, рассматривались в работах [4, 6–11], вопросы усталостной долговечности – в [3, 12], а алгоритм их расчета – в [13, 14].

Конструкция композитного крыла

Исследуется крыло большого удлинения, имеющее моноблочную схему. Моноблок крыла образован трехслойными панелями с сотовым заполнителем. На рис. 2 приведены схема членения ОЧК указанного крыла. Данная конструкция имеет хорошо известные свойства, обеспечивающие минимальную удельную массу конструкции по срав-



Рис. 2. Моноблочная схема «черного» крыла

нению с крыльями других конструктивно-силовых схем [14–17].

Первоначальный вариант узла соединения ответной части крыла с центропланом включал совокупность металлических фланцевых подузлов крепления, закрепленных на частях крыла по «классической» схеме через клееболтовые соединения (рис. 3).



Рис. 3. Первый вариант фитингового узла соединения

На рис. 4 представлено новое конструктивное исполнение фланцевого узла соединения ОЧК и центроплана. Узел состоит из монолитного фитинга 1 и торцевой стенки-нервюры 2. Монолитный фитинг, выполненный из КМ, является окончанием панели обшивки межлонжеронной части крыла. Торцы фитингов, сопрягаемые с нервюрой, оклеены стеклотканью марки Т-10-80. Нервюра крепится к стенкам лонжеронов с помощью угольников 3. Стенки лонжеронов в местах прилегания угольников оклеены стеклотканью Т-10-80. Нервюра крепится к угольникам заклепками, угольники крепятся к стенкам лонжеронов

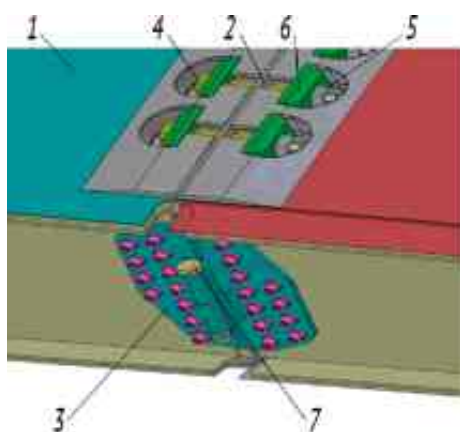


Рис. 4. Стык центроплана с ответной частью крыла

болтами. Нервюра и угольники изготовлены из сплава Д16Т.

Стыковка ответной части крыла с центропланом осуществляется с помощью болтов 4 с гайками 5, закладываемых в колодцы монолитных фитингов. Под головки болтов и гайки подкладываются специальные шайбы 6, изготовленные из титанового сплава ВТ-22. Угольники, установленные на ответной части крыла, соединяются с угольниками, установленными на центроплане, вертикальными болтами 7, пропущенными через проушины угольников. Снаружи стык ответной части крыла с центропланом закрыт лентой.

В ходе дальнейшей работы по модернизации конструкции крыла было решено выполнить элементы указанного узла полностью из КМ с целью достижения максимальной автоматизации процесса изготовления, увеличения весовой отдачи конструкции [14, 18] и упрощения сборочных операций, не использующих стапеля.

Однако недостаточная изученность механического поведения КМ в составе несущих элементов конструкции и возникающие вопросы ресурсного потенциала таких конструкций требуют обоснования принимаемых решений. Ниже рассматриваются решения указанных вопросов при модернизации и переводе на КМ фланцевого узла сочленения моноблочного крыла ЛА.

Методы и принципы исследования

Для определения оптимального состава слоистой структуры несущей модели фитингового соединения с применением композиционных материалов был проведен ряд экспериментальных исследований [19]. На этапе разработки модифицированной модели выполнен сравнительный проектировочный расчет, по аналогии с [4, 20]. Итоговый анализ напряженно-деформированного состояния авиационного узла основывался на методе конечных элементов (см. подробно в [21, 22]). В таблице представлена структура пакетов слоев конструктивно-силовой схемы данного элемента конструкции.

Рассматривались различные варианты применения конструкционных материалов для выполнения фланцевого стыка. Наиболее приемлемым вариантом была признана комбинация фитинга из титанового сплава ВТ20 и обшивки из углепластика. Сплав имеет модуль упругости, близкий к тому, которым обладает углепластик, и наименьшую разницу коэффициента теплового расширения в сравнении с другими комбинациями материалов, он не требует мероприятий для защиты от коррозии.

Был выбран клееболтовой способ соединения с углепластиком. При расчете на прочность соедине-

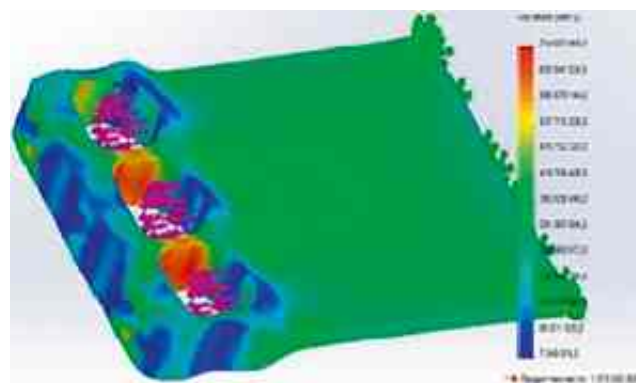
Структура пакета слоев (связующее ЭДТ-69Н(М))

1	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	$h = 1,2 \text{ мм}$
2	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
3	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
4	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
5	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
6	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
7	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
8	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
9	Ткань КМУ-11-М-3606 (00)	
10	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
11	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
12	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
13	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
14	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
15	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
16	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
17	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
18	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
19	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	
20	Ткань КМУ-11-М-3692(+/-45°)	
21	Ткань КМУ-11-М-3606 (0°)	

ния фитинга из углепластика несущая способность клея не учитывалась. Следует отметить, что податливость болтовых соединений в проектировочном расчете не была учтена, и это может влиять на точность расчета в пределах 5–8% [10]. Исходя из конструктивных параметров выбран крепеж в виде болт-заклепки М5. Базовый стык имеет ступенчатое соединение с шестью рядами по два крепежных элемента в ряду.

В результате выполнения проектировочных расчетов установлено, что спроектированный фитинговый блок имеет большую несущую способность в сравнении с исполнением в виде отдельного фитинга (рис. 5). Это объясняется близким к симметричному нагружением внутренних стенок фитингового блока. Соразмерность температурных деформаций конструкции обеспечивает близкие значения линейных размеров фитингового блока в продольном и поперечном направлении.

Для расчета на прочность разработана упрощенная 3D-модель фитингового блока и пластиковой обшивки с установленным крепежом (рис. 6). Упрощение модели, уменьшающее сложность расчета, допускается в связи с небольшой кривизной верхних и нижних панелей в расчетных зонах.



a



b

Рис. 5. Фитинговый блок из титанового сплава (a) и отдельный фитинг под той же нагрузкой на болт (b)



Рис. 6. Фитинговый блок титан—углепластик (три фитинговых элемента), клеболтовое соединение

Рассмотрены конструктивные схемы фитинговых соединений (рис. 7 и 8). Указанные конструкции допускают их изготовление полностью из углепластика. Возможен вариант изготовления фитингового блока как части композитной обшивки крыла. Этот вариант требует дальнейшего изучения.

Использованием фасонных шайб из стали 30ХГСА под головками болтов и гаек можно оптимизировать поле контактных напряжений в КМ при передаче нагрузки от болта к фланцу.

Как и в случае с фитингами из титанового сплава, в фитинге из КМ возможна конструкция под закладные через прорезь болт—гайка (рис. 9).

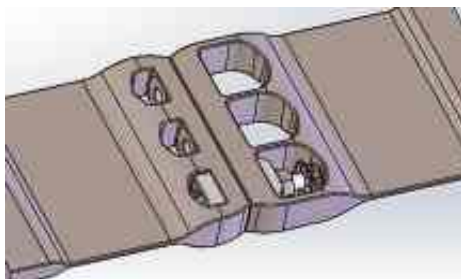


Рис. 7. Модель фитингового блока с закладным неразъемным соединением шпилька—гайка. Стенки фитингового элемента, удлиненные под заводские гайки

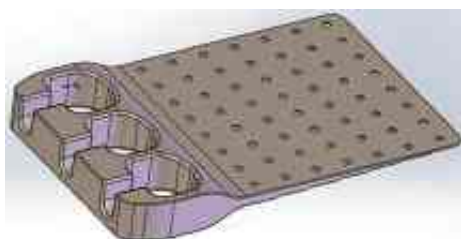


Рис. 8. Фитинговый элемент с прорезью для закладных болтов

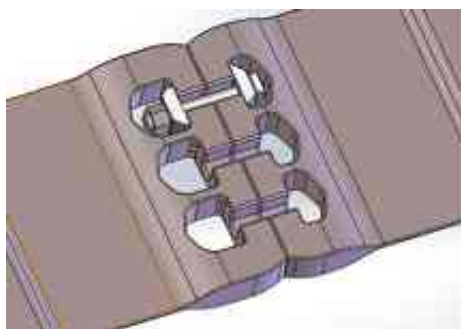


Рис. 8. Фитинговый стык, изготовленный из КМ с прорезью под крепеж

Результаты статического расчета фитинга из КМ приведены на рис. 10.

В конструкции фитинга из КМ место закладки под болт можно выполнить как сквозную прорезь (рис. 11). Это позволит уйти от зоны концентратора на радиусе отверстия. Если прорезь неполная, болт стопорится от выпадания при развинчивании выполнением потая под юбку головки болта.

Если прорезь сплошная, болт при закладке смещают в радиусную лунку и фиксируют по месту фасонными шайбами с клином под фаску. Лунка заглублена на расстоянии 1 мм от оси симметрии прорези и вносит незначительные перераспределения полей напряжения в элементах фитинга (рис. 12).

Для симметричного нагружения стенок выборка лунок производится попарно симметрично от стенок фитинга. Крайние стенки в фитинговых

панелях в обоих вариантах исполнения прорези имеют большую расчетную толщину в сравнении со стенками в пролетах. Предполагалось, что фитинговый узел из КМ даст лучшую весовую отдачу, в сравнении с комбинацией титан—углепластик. На рис. 13 показано изготовление конструктивно подобного образца модели фитингового соединения.

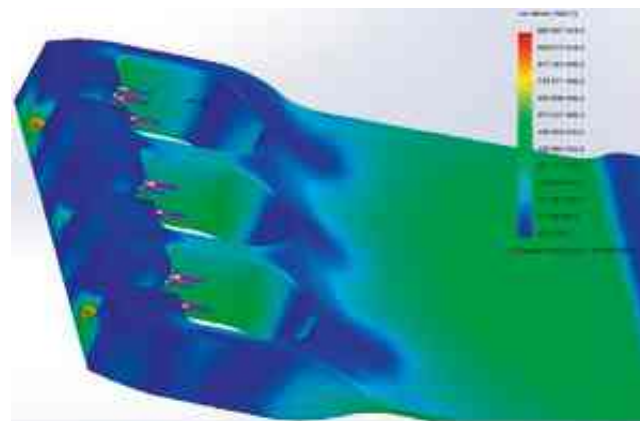


Рис. 10. Результаты статического расчета фитинга из КМ

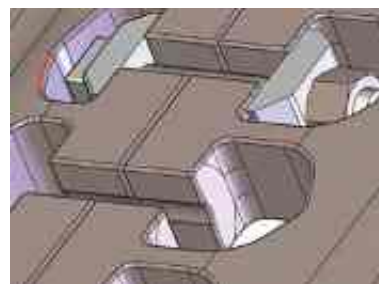


Рис. 11. Конструкция фитингового блока со шпилькой через прорезь с боковой лункой

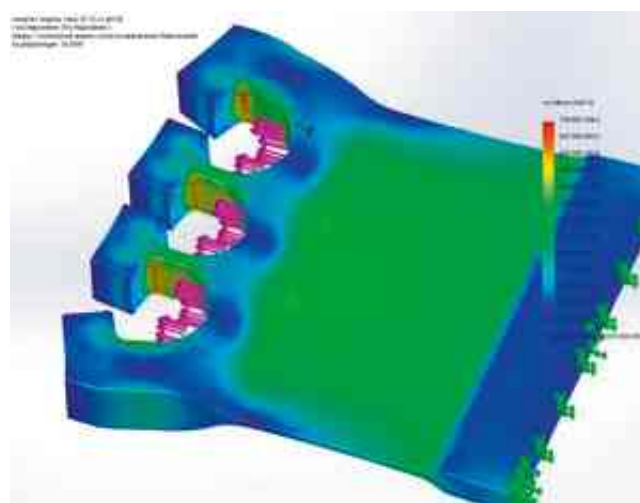


Рис. 12. Расчет фитингового стыка



Рис. 13. Изготовление конструктивно подобного образца

Для подтверждения эксплуатационных характеристик модифицированной силовой модели стыкового узла были проведены ресурсные испытания, целью которых являлось подтверждение заявленных эксплуатационных нагрузок $50\% P_p$ с частотой нагружения $f = 0,9$ Гц. Конструктивно подобный образец узла стыковки центроплана и ответной части крыла был изготовлен из углепластика путем фрезеровки, для ЛА максимальной взлетной массы 5000 кг, и рассчитан на максимальную нормальную перегрузку $n_y = 2,5$ (без учета дополнительного коэффициента на узлы $f_{доп} = 1,25$). Согласно программе испытаний, для имитации нагрузок ($G_{max} = 5000$ кг) к конструктивно подобному образцу узла стыковки центроплана и ответной части крыла были приложены усилия

$$0,5 P_p = \frac{M_{э\text{изгиб}}}{2l} = 9909,9 \text{ кгс} (n_y = 2,5); \quad (1)$$

$$0,5 P_p = -3303,3 \text{ кгс} (n_y - 1). \quad (2)$$

Циклограмма нагружения образца узла представлена рис. 14.

На рис. 15 приведена фотография конструктивно подобного образца, установленного в испытательной машине марки УРС-50/50 [23].

После нагружения образца 23000 циклами приложения нагрузки видимых повреждений на элементах панели не обнаружено.

В дальнейшем были проведены статические испытания, целью которых являлось подтверждение заявленной эксплуатационной нагрузки $100\% P_p$ и определение разрушающей нагрузки на

узел стыковки центроплана и ОЧК. Результатом статических испытаний стало разрушение образца при 140% -ной расчетной нагрузке. Таким образом, результаты испытаний показывают, что весовая отдача спроектированного «черного» крыла достигает $32-35\%$.

Испытания проводятся на случай A' . В ходе испытаний имитируются нагрузки, возникающие в узле стыковки центроплана и ОЧК при $100\% P_p$. Для имитации расчетных нагрузок (изгибающий момент $M_p = 24313$ кгс · м, перерезывающая сила $Q_p = 5891,5$ кгс) к конструктивно подобному образцу узла стыковки центроплана и ОЧК необходимо приложить усилие

$$P_A^p = \frac{M_p}{3l} = \frac{8104,33}{1,3756} = 5891,5 \text{ кгс}, \quad (3)$$

где $M_p/3 = 24313/3 = 8104,33$ кг · м – расчетное значение изгибающего момента, учитывающее количество

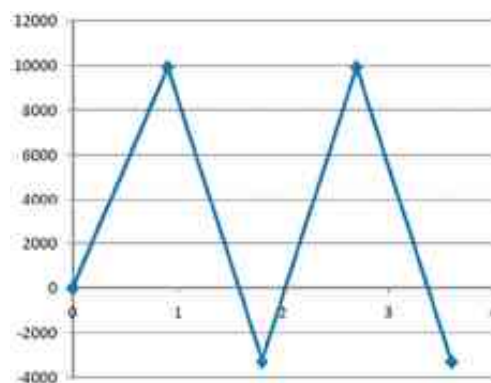


Рис. 14. Циклограмма нагружения конструктивно подобного образца



Рис. 15. Образец в процессе испытания

болтов крепления центроплана и ОЧК, включающихся в работу; $L = 1,3756$ м — расстояние от плоскости разреза до точки приложения нагрузки. Стенд для статических испытаний представлен на рис. 16.

Выводы

В ходе данного исследования разработано путем обратного проектирования с модернизацией, изготовлено и успешно испытано (на статику и усталость) фитинговое крепление цельнокомпозиционных трехслойных панелей и стенок в общий моноблок крыла. Используемый подход позволяет резко снизить трудоемкость изготовления и сборки крыла, обеспечить взаимозаменяемость и увеличить весовую отдачу конструкции до 32–35%. Спроектированный узел обладает преимуществом перед элементами конструкции аналогичного типа.

Конструктивно-силовая схема цельнокомпозиционного фитингового узла соединения центроплана с



Рис. 16. Стенд для статических испытаний образца узла стыковки центроплана и ОЧК

отъемной частью «черного» крыла ЛА полностью удовлетворяет всем требованиям и нормам летной годности и может применяться в качестве альтернативы другим видам соединений.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

- Одинокоев С.А., Луканкин С.А., Султанов Л.У. Реверс-модернизация малонагруженных элементов конструкции планера летательного аппарата // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: Материалы XXX Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова (20–24 мая 2024; Кременки). М.: ТРП, 2024. С. 59–62. EDN: UGFNMT
Odinokov SA, Lukankin SA, Sultanov LU. Reverse-modernization of low-load airframe structural elements. *Materialy XXX Mezhduнародного simpoziuma im. A.G. Gorshkova "Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruksii i sploshnykh sred"* (May 20–24, 2024; Kremenki). Moscow: TRP; 2024. p. 59–62. (In Russ.). EDN: UGFNMT
- Закиров И.М., Луканкин С.А., Алексеев К.А. и др. Модернизация вертолета среднего класса с переводом элементов конструкции фюзеляжа на композиционные материалы. Казань: Изд-во KNITU-KAI, 2024. 288 с.
Zakirov IM, Lukankin SA, Alekseev KA, et al. *Modernization of a medium-class helicopter with the transfer of fuselage structural elements to composite materials*. Kazan: KNITU-KAI; 2024. 288 p.
- Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждения на примере стыка крыла с центропланом // Механика композиционных материалов и конструкций. 2022. Т. 28. № 1. С. 133–144. DOI: 10.33113/mkmmk.ras.2022.28.01.133_144.07
Maskaykina AA, Dudchenko AA. The algorithm for calculating the accumulation of damage on the example of the wing joint with the center section. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii*. 2022;28(1):133–144. (In Russ.).
- Rakesh CM, Pavan D. Design and Analysis of Wing Root Fitting of a Medium Fighter Aircraft Made of B4C Reinforced Al7075 Alloy. *Journal of Mines, Metals and Fuels*. 2022;70(10A):318–323. DOI: 10.18311/jmmf/2022/32774
- Soloshenko V. Conceptual design of civil airplane composite wingbox structures. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS; September 7–12, 2014; St. Petersburg)*. URL: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2014/data/papers/2014_0701_paper.pdf
- Kashtalyan M, Soutis C. Mechanisms of internal damage and their effect on the behavior and properties of cross-ply composite laminates. *International Applied Mechanics*. 2002;38(6):641–657. DOI:10.1023/A:1020456726805
- Grishin V, Glebova M, Guseva N. Strength determination of metal composite multiple-row joints. *E3S Web of Conferences*. 2023;376(6):01001. DOI: 10.1051/e3sconf/202337601001
- Костин В.А., Луканкин А.С. Экспериментальное определение работоспособности композитных направляющих сдвижной грузовой двери вертолета среднего класса // Международный научно-исследовательский журнал. 2025. № 3(153):13. DOI: 10.60797/IRJ.2025.153.97
Kostin VA, Lukankin AS. Experimental determination of the operability of composite guides for a sliding cargo door of a medium-class helicopter. *International Research Journal*. 2025(3):13. (In Russ.).

9. Гришин В.И., Глебова М.А., Дударьков Ю.И. и др. Анализ прочности силовых элементов и металло-композитных соединений конструкции летательного аппарата // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4. № 4(34). С. 191–200. DOI: 10.26732/j.st.2020.4.01
Grishin VI, Glebova MA, Dudarkov YuI, et al. Strength analysis of structural elements and metal-composite joints of a flying vehicle. *Spacecraft & Technologies*. 2020;4(4):191–200. (In Russ.).
10. Еремин В.П., Больших А.А. Глобально-локальное моделирование односрезных болтовых соединений типа композит — металл и композит — композит в конструктивных силовых элементах самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 5(101):2. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-5-1981
Eremin VP, Bolshikh AA. Global-local modeling of single-shear composite — metal and composite — composite bolt joints in aircraft structural components. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2020(5):2. (In Russ.).
11. Lobitz L, Bülow C, Heimbs S, et al. Benefits from Thin-Ply Composite Materials in Aircraft Wing Structures. *Aerospace*. 2025;12:1078. DOI: 10.3390/aerospace12121
12. Костин В.А., Луканкин А.С. Методика оценки общей несущей способности системы навески интегральной конструкции «фюзеляж-проем-дверь» // Международный научно-исследовательский журнал. 2025. № 10(160):4. DOI: 10.60797/IRJ.2025.160.26
Kostin VA, Lukankin AS. Methodology for assessing the overall load-bearing capacity of the integrated ‘fuselage-opening-door’ suspension system. *International Research Journal*. 2025(10):4. (In Russ.).
13. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 7(115):3. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-7-2093
Maskaykina AA, Dudchenko AA. Algorithm for calculating damage accumulation as illustrated by a helicopter blade attachment. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2021(7):3. (In Russ.).
14. Kano R, Ryuzono K, Date S, et al. Structural optimization of composite aircraft wing considering fluid–structure interaction and damage tolerance assessment using continuum damage mechanics. *Aerospace Science and Technology*. 2025;167:110652. DOI: 10.1016/j.ast.2025.110652
15. Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ 25 (Часть 25). М.: Федеральное Агентство воздушного транспорта, 2022. 355 с.
Standards of airworthiness of NLG 25 transport category aircraft. Moscow: Federal’noe Agentstvo vozdushnogo transporta; 2022. 355 p. (In Russ.).
16. Барановски С.В., Чудинова М.С. Разработка перспективной конструктивно-силовой схемы композитного крыла летательного аппарата типа «летающее крыло» на основе параметрического моделирования // Инженерный журнал: наука и инновации. 2026. № 4(172):7.
Baranovski SV, Chudinova MS. Development of a perspective structural force layout of a wing from polymer composite materials of a blended-wing-body aircraft based on parametrical modeling. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2026(4):7. (In Russ.).
17. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 11(728). С. 89–95. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-11-89-95
Naing LA, Phyo WA, Tatarnikov OV. Selection of the Optimal Load Bearing Wing Structure Scheme for an Unmanned Aerial Vehicle. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2020(11):89–95. (In Russ.).
18. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 7–17.
Kablov EN. Strategical areas of developing materials and their processing technologies for the period up to 2030. *Aviation Materials and Technologies*. 2012(S):7–17. (In Russ.).
19. Кербер М.Л., Виноградов В.М., Головкин Г.С. и др. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технологии. СПб.: Профессия, 2008. 500 с.
Kerber ML, Vinogradov VM, Golovkin GS, et al. *Polymer Composite Materials: Structure, Properties, and Technologies*. St. Petersburg: Professiya; 2008. 500 p. (In Russ.).
20. Гуереш Д., Комбаев Т.Ш., Рыманова А.Н. Аэродинамический расчет и разработка конструктивно-силовой схемы крыла самолета для исследования Марса // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 19–31. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179103>
Guerache D, Kombayev TS, Rymanova AN. Aerodynamic Computation and Structural-Power Scheme Development of the Wing for Mars Exploration. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):19–31. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=179103>
21. Одинокоев С. Моделирование обводов летательных аппаратов с помощью виртуальных упругих тел // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2013. № 4. С. 3–7.
Odnokov S. Modeling of Aircraft Shapes Using Virtual Elastic Bodies. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*. 2013(4):3–7. (In Russ.).

22. Мирхазов Р.Р, Мирхазов Р.Р, Луканкин С.А. и др. Цифровой двойник антропоморфного манекена и моделирование механического поведения модернизированного композитного десантного отсека вертолета при аварийной ситуации // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2026. № 2. С. 30–38. EDN CZVHYE
Mirkhazov RR, Mirkhazov RR, Lukankin SA, et al. Digital twin of an anthropomorphic dummy and modeling of the mechanical behavior of an upgraded composite helicopter landing compartment in an emergency situation. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*. 2026(2):30–38. (In Russ.).
23. Болотин В.В. Об изгибе плит, состоящих из большого числа слоев // Известия АН СССР. Механика и машиностроение. 1964. № 1. С. 61–66.
Bolotin VV. On the bending of plates consisting of a large number of layers. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika i mashinostroenie*. 1964(1):61–66. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 28.06.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 23.07.2026
Принята к публикации / Accepted 27.07.2026