

На правах рукописи



Маскайкина Анна Александровна

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ РАСЧЕТА СТЫКОВЫХ МЕТАЛЛО-
КОМПОЗИТНЫХ УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ
НА ПРОЧНОСТЬ С УЧЕТОМ РЕСУРСА**

Специальность 2. 5. 14.

«Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель **Дудченко Александр Александрович**,
доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: **Азиков Николай Сергеевич**,
доктор технических наук, профессор,
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт машиноведения им. А.А. Благонравова» Российской академии наук ИМАШ РАН, г. Москва,
главный научный сотрудник лаборатории теории механизмов и структуры машин

Михайловский Константин Валерьевич,

кандидат технических наук,

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» ФГБОУ ВО МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, доцент кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции»

Ведущая организация Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» ФАУ «ЦАГИ» имени профессора Н.Е. Жуковского, МО, г. Жуковский

Защита состоится «25» мая 2023 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=171062

Автореферат разослан « _____ » _____ 2023 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу:

125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н.



Стрелец Дмитрий Юрьевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

В процессе эксплуатации композиционных материалов наблюдается снижение таких основных механических свойств, как жесткость и прочность, ввиду возможного разрушения связующего в слоях. Развитие повреждений в армированном волокном композите является очень сложным процессом из-за неоднородности и анизотропии. Поскольку соединения являются одним из слабых звеньев в конструкциях летательных аппаратов, при проектировании соединений им следует уделять наибольшее внимание. Отказы в работе соединений могут происходить по различным причинам, например, монтажные напряжения, концентрации напряжений, технологические отклонения, которые влияют на прочность болтовых соединений. Данное исследование направлено на получение оптимального узла стыка, позволяющего обеспечить безопасную работу конструкции в течение заданного срока службы. Важным вопросом, рассмотренным в ходе работы, является прогнозирование ресурса конструкционных узлов при циклическом нагружении. Так как определение ресурса конструкций напрямую связано с накоплением необратимых повреждений в деталях и узлах авиационных конструкций.

Актуальность проведенного исследования заключается в повышении усталостной долговечности и ресурса авиационных композитных конструкций за счет создания оптимальных стыковых узлов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90122.

Степень разработанности темы исследования

В настоящее время выполняется большое количество исследований и проектных работ по созданию моделей материала с учетом изменения жесткостных и прочностных характеристик композитных конструкций. Проблема описания механических характеристик композиционных материалов в реальных конструкциях является актуальной, так как при действии статических и циклических нагрузок напряженное состояние может вносить изменения в свойства композитов.

Теоретическими и экспериментальными исследованиями в области механики разрушения композитных конструкций занимались: Васильев В.В., Гузь А.Н., Дудченко А.А., Лурье С.А., Мовчан А.А., Овчинский А.С., Ромалис Н.Б., Тамуж В.П. и др.

Несмотря на большое количество исследований, остаются неисследованные области в вопросах ресурса и накопления повреждений в композиционных конструкциях, обусловленных неоднородной структурой материала.

Цель диссертации

Разработка методов расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций на прочность с учетом ресурса.

Получение алгоритма расчета накоплений повреждений, влияющих на прочностные характеристики металло-композитных узлов в авиационных конструкциях, который позволит обеспечить надежность и ресурс работы конструкции.

Задачи работы, решаемые для достижения поставленной цели:

1. Проектирование оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах.
2. Оптимизация зоны болтового соединения на примере несущего винта лопасти вертолёта и стыка крыла с центропланом;
3. Проведение расчета усталостной долговечности материалов вертолетной лопасти и крепежных болтов;
4. Моделирование деградации свойств однонаправленных, слоистых композитов и прогнозирование изменения их характеристик с ростом поврежденности при циклическом нагружении.
5. Исследование несущей способности конструкций.
6. Проведение экспериментального исследования соединений на композиционных и металло-композиционных образцах.

Объект исследования – зоны узлов стыка авиационных конструкций.

Предмет исследования – накопление повреждений, возникающих вследствие длительной эксплуатации авиационных конструкций, которые влияют на механические характеристики композиционного материала.

Научная новизна

1. Построен уточненный расчетный алгоритм для получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине стыка в соединительных болтах.
2. Разработана методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкций на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета.
3. Разработана методика оценки несущей способности зоны стыка авиационных конструкций.

Теоретическая значимость работы определяется проектированием оптимальных соединений и определением их ресурса.

Практическая значимость работы

Результаты исследования имеют большое значение для оптимизации узлов стыка и повышения ресурса авиационных конструкций.

Методология и методы исследования

Методология исследования основана на исследовании напряжённо-деформированного состояния конструкций авиационных композитных и металло-композитных узлов, определении характеристик композиционных материалов с учетом деградации свойств и подтверждении расчетов экспериментом.

В качестве **методов исследования** использовались вариационные принципы, которые позволили найти оптимальную длину стыка и обеспечили постоянное распределение нагрузки по длине стыка.

При рассмотрении процесса накопления повреждений использовалась уточненная методика микромеханической модели для нахождения количества повреждений в процессе циклического нагружения конструкции.

Для проверки результатов теоретического исследования использовалась математическая модель, созданная с помощью метода конечного элемента.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Уточненный расчетный алгоритм проектирования оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки стыковых болтов, работающих на срез подлине стыка.
2. Уточненная методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета.
3. Методика оценки несущей способности зон стыка авиационных конструкций.

Степень достоверности результатов

Степень достоверности результатов подтверждается использованием математических моделей, основанных на законах механики разрушения композиционных материалов, с применением программных комплексов численного моделирования, а также сравнением результатов численных расчетов с результатами, полученными по методу конечных элементов. Теоретические исследования подтверждаются экспериментом на композиционных и металло-композитных образцах.

Рекомендации по внедрению

Результаты данной работы могут быть использованы при оптимизации болтовых соединений и востребованы на предприятиях авиационной и вертолетной промышленности, таких как в ПАО «Туполев», АО «Гражданские самолёты Сухого», ПАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина», ОАО "Вертолеты России", а также в учебном процессе кафедры «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» МАИ.

Апробация результатов

Основные положения и результаты доложены и обсуждены

- на XXXI Международной инновационной конференции молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС-2019) (Москва, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, 2019г)
- на 17-ой и 19-ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (Москва, МАИ, 2018г, 2020г),
- на XXVI Международной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «Ломоносов» (Москва, МГУ, 2019г),
- на Международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения (Москва, МАИ, 2021г),
- на II Международной конференции «Композитные материалы и конструкции» (Москва, МАИ, 2021 года)
- на V Международном форуме «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии». (Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2022 года)

Содержание диссертации изложено в 10 публикациях, в том числе: 4 статьи в журналах из Перечня ВАК РФ; 1 статья в материалах конференции, индексируемых международной базой SCOPUS и 5 тезисов докладов по материалам международных конференций.

Личный вклад автора состоит в расчётных исследованиях, уточнении и разработки методик, составлении рекомендаций по оптимизации болтовых соединений авиационных конструкций, что позволяет увеличить живучесть и надежность конструкций.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы и приложений с результатами испытаний и актом внедрения. Работа содержит 155 страниц, 102 рисунка, 20 таблиц. Список литературы содержит 114 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во **введении** обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи исследования, объект и предмет исследования, научная новизна, теоритическая и практическая значимость полученных результатов, степень достоверности, положения, выносимые на защиту, методология и методы исследования, приводятся сведения об апробации результатов работы и публикациях. Дано краткое описание диссертации по главам.

В **первой главе** проведено обзорно-аналитическое исследование состояния работ по вопросам накопления повреждения и ресурсу авиационных композитных

конструкций. Рассмотрены работы, посвященные экспериментальным и численным исследованиям механических болтовых соединений. Также приведена постановка задач диссертационного исследования.

В настоящее время композиционные материалы активно применяются в авиа- и вертолетостроительных отраслях. Улучшаются характеристики материалов, появляется необходимость усовершенствования расчетных методов, алгоритмов, а также изучения влияния различных условий нагружения на долговечность и ресурс работы конструкции.

Развитие повреждений в армированном волокном композитном материале является очень сложным процессом из-за его неоднородности и анизотропии. Соединения являются одним из слабых звеньев в конструкциях летательных аппаратов, а поэтому при проектировании соединений следует уделять наибольшее внимание их конструкции. Отказы в работе соединений могут происходить по различным причинам, например, монтажные напряжения, концентрации напряжений, технологические отклонения, которые влияют на прочность болтовых соединений.

Отмечается, что большой научный вклад внесли: Васильев В.В., Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И., Дудченко А.А., Лурье С.А., Микельсон М.Я., Рейфснайдер К., Салганик Р.Л., Стрижиус В.Е., Тамуж В.П. и др.

Исследованию ресурса посвящены работы: Болотин В.В., Бутушин С.В., Лебединский С.Г., Мостовой А.С., Парамонов Ю.М., Пэйн А. и др.

Во второй главе приводится методика получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах. На примерах крепления лопасти несущего винта и стыка крыла с центропланом показано применение данной методики и получение оптимальной длины стыка. Также приводятся рекомендации по оптимизации болтовых соединений.

Методика проектирования оптимальной длины стыка соединения

Расчет рациональной длины соединения авиационных конструкций при передаче усилий от композитной панели к металлическому узлу построен на основе методики, изложенной в работе [Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н., 2016].

Рассмотрен многослойный образец под действием растягивающей нагрузки. Образец состоит из трех слоев, в котором слои расположены следующим образом: средний слой 2 композитный, а два внешних 1 и 3 – металлические. Усилия в

данном образце передаются от композитного слоя к металлическому слою. Пример такого соединения показан на Рисунке 1.

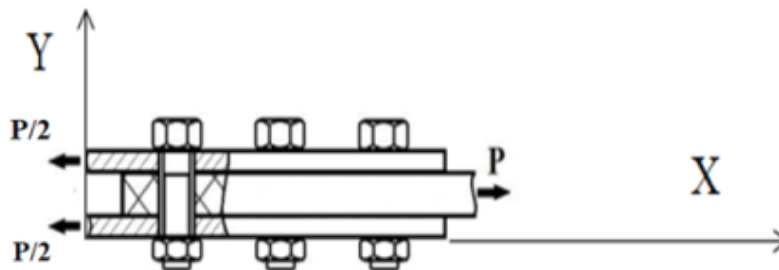


Рисунок 1 – Пример соединения

Получено уравнение совместности деформаций в виде:

$$\tilde{\sigma}_{xk}^{IV} - 2a^2 \tilde{\sigma}_{xk}'' + b^4 \tilde{\sigma}_{xk} = 0, \quad (1)$$

где

$$a^2 = \frac{\left(\frac{1}{3} \frac{(h_{2k})^3}{G_{2k}} + \frac{1}{3G_{1m}} \cdot h_{1m} \cdot (h_{2k})^2\right) - \frac{1}{2} \left(\frac{\mu_{yx}}{E_{xk}} + \frac{\mu_{xy}}{E_{yk}}\right) \cdot \left(\frac{2}{3} \cdot (h_{2k})^2 + h_{1m} \cdot (h_{2k})^2\right) + \frac{1}{6} \cdot \left(\frac{\mu_{yx}}{E_{xm}} + \frac{\mu_{xy}}{E_{ym}}\right) \cdot h_{1m} \cdot (h_{2k})^2}{B},$$

$$b^4 = \frac{2 \cdot (h_{2k})^2 \cdot \left(\frac{1}{E_{xk} \cdot h_{2k}} + \frac{1}{E_{xm} \cdot h_{1m}}\right)}{B},$$

$$B = \frac{1}{2E_{yk}} \left(\frac{1}{5} (h_{2k})^5 - \frac{2}{3} (h_{2k})^4 \cdot (h_{1m} + h_{2k}) + (h_{2k})^3 \cdot (h_{1m} + h_{2k})^2 + \frac{1}{10E_{ym}} (h_{1m})^3 (h_{2k})^2\right).$$

Здесь E_{xm} - модуль упругости металлического слоя (x- направление координаты), E_{xk} - модуль упругости композитного слоя, G_{1m} - модуль сдвига металла, G_{2k} - модуль сдвига в композитном материале, μ - коэффициент Пуассона в металле, μ_{xy} , μ_{yx} - коэффициенты Пуассона в композитном материале.

В результате решения задачи определяется рациональная длина соединений, где напряжения среза в болтах будут одинаковы:

$$l_0 = \frac{2\pi}{k_2}. \quad (2)$$

Как будет показано в дальнейшем, данная рациональная длина обеспечивает практическое постоянство касательных напряжений в болтах и заклепках, работающих на срез.

Пример расчета узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолёта

Одним из недостатков лопастей является сложность крепления комля композитной лопасти к металлическому узлу переходного устройства. Необходимо за счет оптимизации данного соединения повысить усталостную долговечность и ресурс лопасти.

Проведен проектировочный аналитический расчет лопасти несущего винта вертолета.

Определена рациональная длина зоны включения в работу, которая используется в зоне передачи усилий от композита к металлу. Для расчета зоны включения используется методика, изложенная в работе [Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н., 2016].

Ввиду того, что размеры в зоне соединения лопасти и переходного металлического устройства ограничены, расчет производился в рамках прежней лопасти, длина которой $l=150$ мм.

В качестве нагрузки принималась центробежная растягивающая сила, приложенная к лопасти. Центробежная сила:

$$N = 277498.78 \text{ Н}.$$

При проектировочном расчете используются материалы болтов следующих марок стали: 30ХГСА и 12Х18Н10Т. Материал 12Х18Н10Т используется в исходной конструкции для болтов диаметром 30 мм. Для проектировочного расчета также использовались болты диаметром 8 мм (материал 30ХГСА) (Рисунок 2).

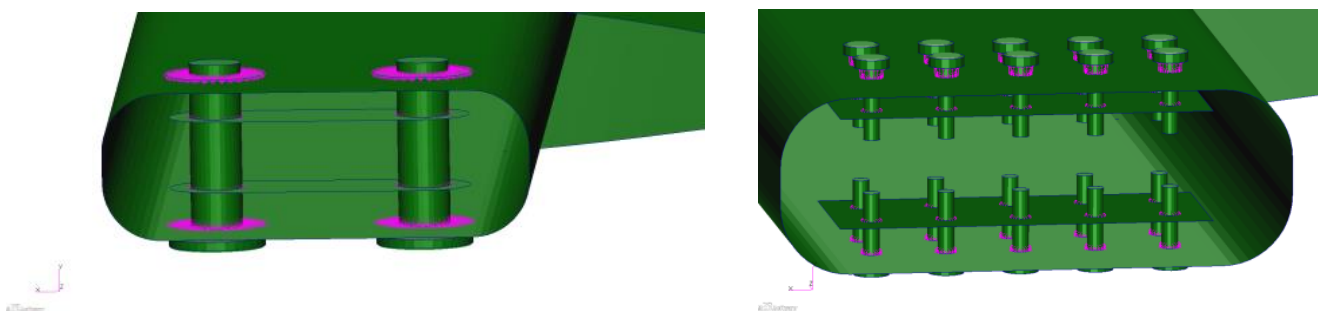


Рисунок 2 – Модели узла крепления исходной и проектируемой лопасти

Результаты расчета показывают, что болты диаметром 8 мм и 30 мм выдерживают статическую нагрузку.

Болты диаметром 8 мм обеспечивают равномерное перераспределение нагрузки по длине стык. Увеличение ресурса в стыке спроектированной лопасти будет рассчитано и показано в главе 4.

Пример расчета стыка крыла с центропланом

На Рисунке 3 изображено сечение кесонного крыла, где крепление осуществляется по контуру.

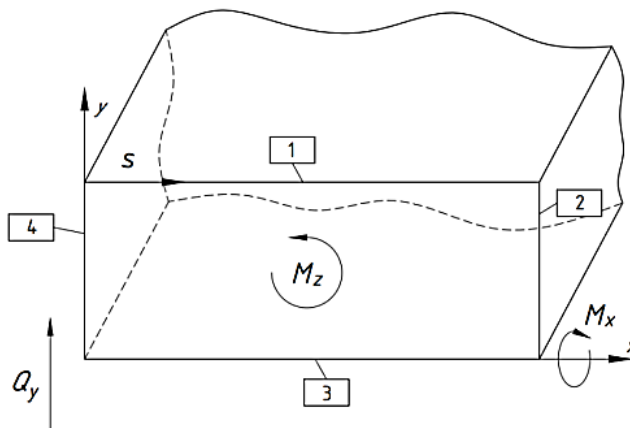


Рисунок 3 – Сечение кесонного крыла

Для данной задачи длина зоны включения в работу составляет $l=216$ мм. Крепеж осуществляется болтами 8 мм.

Третья глава посвящена расчету накопления повреждения в зонах стыка авиационных конструкций. В данной главе представлена методика расчета накопления повреждений в узлах стыка на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета. С использованием данной методики получены изменения модуля упругости и модуля сдвига для узлов стыка авиационных конструкций.

Методика расчета накопления повреждений

Основа алгоритма расчета накопления повреждений взята из работ [Дудченко А.А., Лурье С.А., 2019] с последующей доработкой и уточнением для зон стыка. Алгоритм расчета накопления повреждений для исследования зон стыка согласно работе [Маскайкина А.А., Дудченко А.А., 2021] показан на Рисунке 4.



Рисунок 4– Схема алгоритма накопления повреждения для исследования зон стыка

Пример расчета металло-композитного соединения узла крепления вертолётной лопасти с учетом деградации свойств материала

Рассматривается пример расчета металло-композитного соединения узла крепления вертолётной лопасти с учетом деградации свойств материала. Определение оптимальной длины стыка соединения, оптимальных параметров соединения, а также статический расчет был произведен в главе 2.

Согласно работе [Маскайкина А.А., Дудченко А.А., 2021] в результате аналитического расчета были получены зависимости изменения модулей упругости и модуля сдвига от числа циклов.

На Рисунке 5 показано изменение модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ$) от числа циклов.

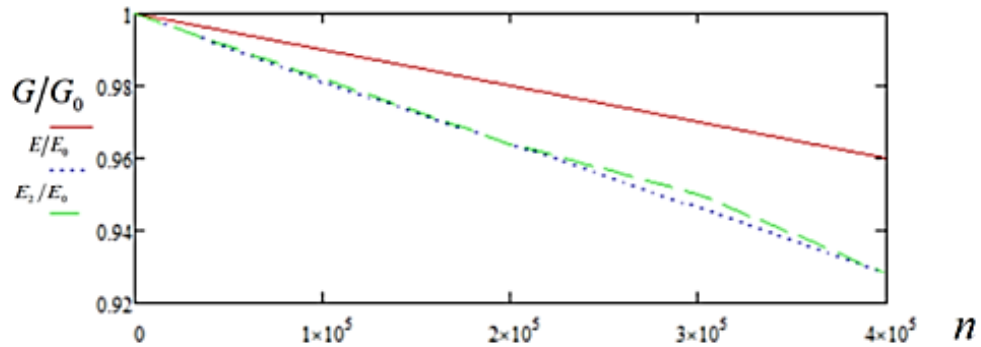


Рисунок 5 – Изменения модулей упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ$) от числа циклов

Здесь G, E – модули сдвига и модуль упругости поврежденного материала, G_0, E_0 – модули сдвига и модуль упругости неповрежденного материала.

Пример расчета стыка консоли крыла с центропланом с учетом деградации свойств материала

В композитных конструкциях могут появляться локальные трещины. Рассматривается модель деградации свойств композиционного материала вследствие повреждений, приводящих к появлению трещин, а затем к расслоению [Дудченко А.А., Лурье С.А., 2019].

На Рисунке 6 показано схема расслаивания композиционного материала и образование трещин в слоях.

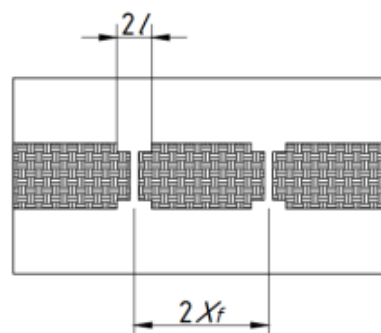


Рисунок 6 – Схема расслоения композиционного материала с образованием трещин

На Рисунке 6: $2l$ – длина трещины расслоения; $2X_f$ – расстояние между двумя трещинами, возникшими в слое.

На Рисунке 7 учтено уменьшение сдвиговой жесткости в структуре с учетом образованной ранее длины межслоевой трещины.

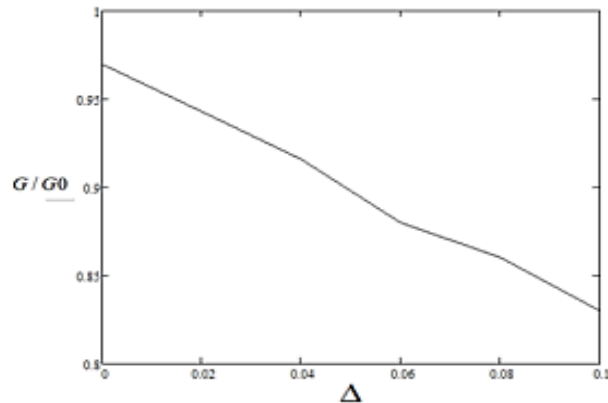


Рисунок 7 – Изменение модуля сдвига с учетом имеющегося начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 7: G_{xy}/G_{xy0} — отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

Рассмотрен случай для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

На Рисунке 8 показано изменение продольного и поперечного модулей упругости с учетом начального дефекта для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

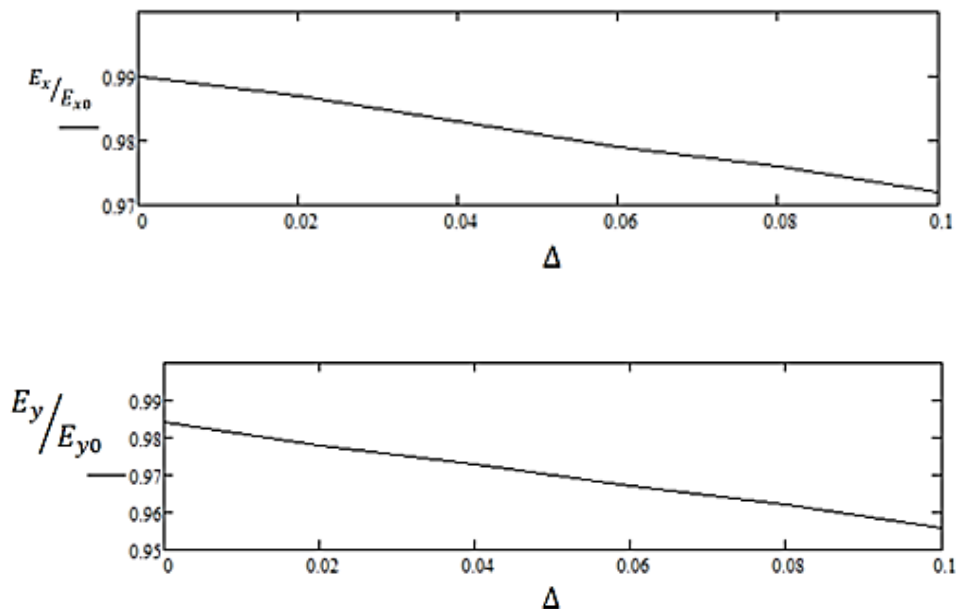


Рисунок 8 – Изменение продольного и поперечного модулей упругости с учетом имеющегося начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 8: E_x/E_{x0} — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения, E_y/E_{y0} — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

На Рисунке 9 показано изменение модуля сдвига с учетом начального дефекта для структуры $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$.

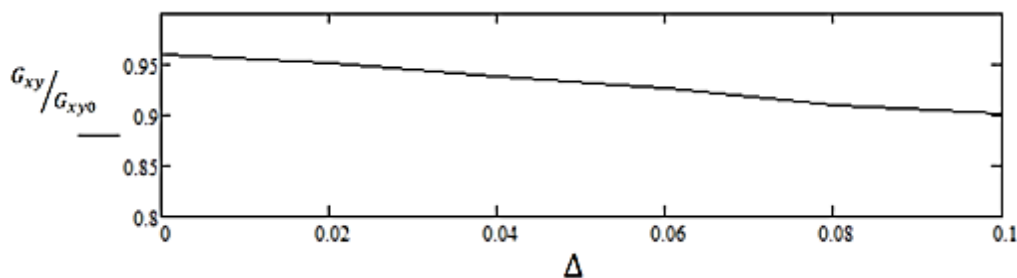


Рисунок 9 – Изменение модуля сдвига с учетом имеющегося начального дефекта от межслоевой трещины $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$, Δ - приращение дефекта от циклического нагружения

На Рисунке 9: G_{xy}/G_{xy0} — отношение продольного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

Данная методика позволяет прогнозировать деградацию механических свойств композиционного материала в зависимости от числа циклов.

В **четвёртой главе** представлены результаты расчета ресурса авиационных конструкций с учетом кривой усталостной долговечности. Для вертолетной лопасти реальной и предлагаемой конструкции определен ресурс работы в часах. Для предполагаемой конструкции лопасти ресурс выше практически в 2 раза, чем в реальной конструкции. Это обуславливается тем, что снижается концентрация напряжений за счет уменьшения диаметра крепежа, а также становится меньше перерезание волокон, тем самым увеличивается прочность конструкции. Также в данной главе представлен алгоритм оценки несущей способности композитной конструкции с учетом роста поврежденности, который дает прогноз длительности работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств. На примере конструкции узла крепления вертолетной лопасти получены поверхности прочности при различных числах циклах нагружения и изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

Оценка несущей способности композиционной конструкции с учетом роста поврежденности

Для определения несущей способности конструкции с учетом роста поврежденности в качестве примера рассмотрим узел крепления вертолетной лопасти (который рассматривался в главе 2 и 3).

Критерий прочности Мизеса-Хилла взят в качестве критерия для описания предельной поверхности прочности. На основе данного критерия получена поверхность прочности от совместного действия нормальных и касательных напряжений в самой нагруженной точке сечения (Рисунок 10).

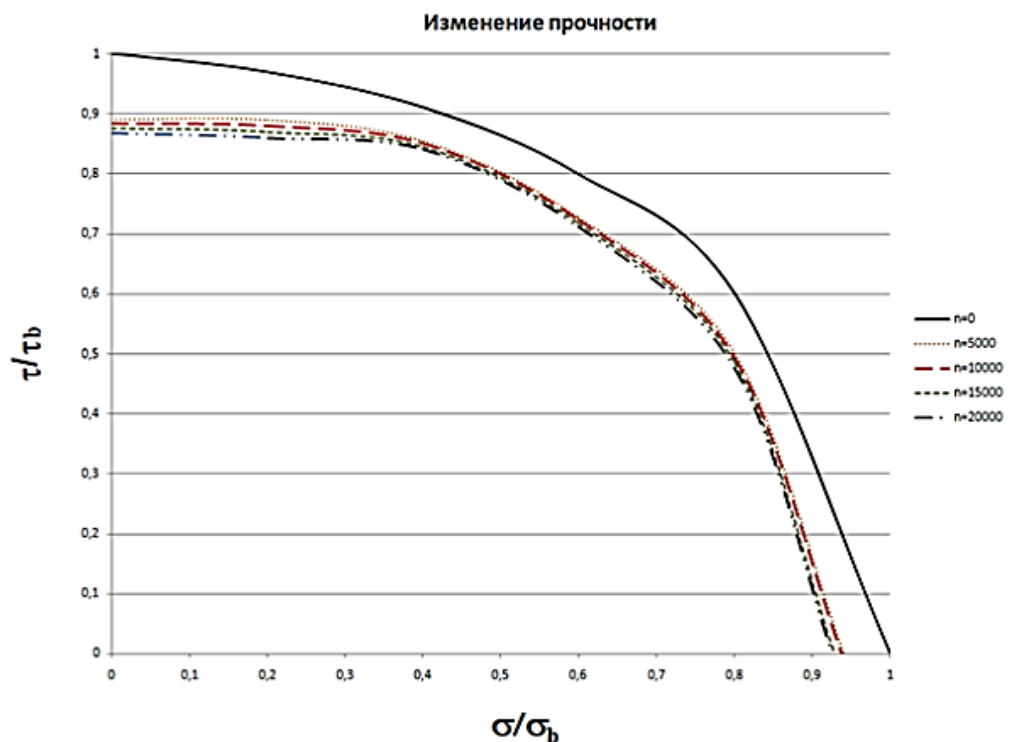


Рисунок 10 – Поверхность прочности от совместного действия нормальных и касательных напряжений в самой нагруженной точке сечения

На Рисунке 10: n - число циклов.

Данное равенство использовалось для определения предельных нагрузок:

$$P_{\max} = \sqrt{I / \left[\left(\frac{(\sigma_x / P)_{\max}}{\sigma_{bx} k_{Ex}} \right)^2 - \left(\frac{(\sigma_x \sigma_y / P^2)_{\max}}{\sigma_{bx} k_{Ex} \cdot \sigma_{by} k_{Ey}} \right) + \left(\frac{(\sigma_y / P)_{\max}}{\sigma_{by} k_{Ey}} \right)^2 + \left(\frac{(\tau_{xy} / P)_{\max}}{\tau_b k_G} \right)^2 \right]} \quad (3)$$

Здесь σ_x - нормальные напряжения по оси x ; σ_y - нормальные напряжения по оси y ; τ - сдвиговые напряжения; σ_{bx} - предел прочности по оси x ; σ_{by} - предел прочности по оси y ; τ_b - предел прочности на сдвиг.

Введены коэффициенты, характеризующие изменение модулей упругости из-за роста поврежденности.

$$k_{E_x} = \frac{E_x}{E_{0x}} = 1 - k_{1E_x} S, \quad k_{E_y} = \frac{E_y}{E_{0y}} = 1 - k_{1E_y} S, \quad k_G = \frac{G}{G_0} = 1 - k_{1G} S, \quad (4)$$

где S - повреждаемость материала.

В (4) коэффициенты $k_{E,G}$ выражаются через параметры поврежденности. Например, $k_{E_x} = \left[1 - K_E (1 - e^{-bn}) \right]$, где n – число циклов нагружения, b – постоянная величина.

На Рисунке 11 показано изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

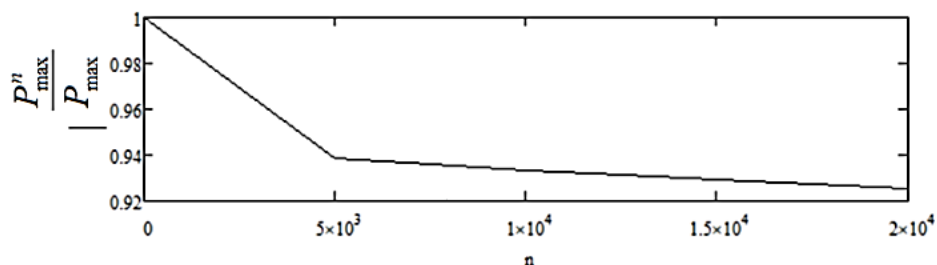


Рисунок 11 – Изменение предельной нагрузки вследствие поврежденности материала

На Рисунке 11: n - число циклов, P_{\max}^n - величина предельной нагрузки для поврежденного материала, P_{\max} - величина предельной нагрузки для неповрежденного материала.

Используя предложенную методику расчета поврежденности материала конструкции, можно определять длительность работы конструкции без нарушения эксплуатационных свойств.

Полученные точки падения прочности на предельных кривых в зависимости от величин усилий можно построить кривую падения предельных нагрузок от числа циклов или времени работы, которая и дает предельное значение циклов нагружения $n = n^*$.

В пятой главе представлены результаты эксперимента болтовых соединений для композитных образцов. Эксперимент был проведен с целью исследования накопления повреждений образцов композитных соединений под действием растягивающих циклических напряжений с постоянной частотой и подтверждения методики расчета накопления повреждений в узлах авиационных конструкций.

Результаты статических испытаний композитных и металло-композитных соединений

Проведены статические испытания композитных соединений и металло-композитных соединений. В результате статических испытаний определялась разрушающая нагрузка, значение которой в дальнейшем использовалось при циклических испытаниях.

В Таблице 1 приведены геометрические параметры образцов, а также результаты лабораторных статических испытаний.

Таблица 1 – Результаты лабораторных испытаний для композитных соединений

| № п/п | Маркировка образца | Геометрические параметры | | | Максимальная сила нагружения F_{max} , кН | Временное сопротивление σ_b , Н/мм ² |
|-------|--------------------|---|---------------------------------------|--|---|--|
| | | Площадь поперечного сечения образца S , мм ² | Ширина рабочей части образца b , мм | Толщина рабочей части образца h , мм | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| 1 | CFRP1 static | 133,84 | 30,84 | 4,34 | 28,9 | 216,41 |
| 2 | CFRP2 static | 123,52 | 30,88 | 4,00 | 30,3 | 245,73 |
| 3 | CFRP3 static | 133,28 | 31,14 | 4,28 | 29,5 | 221,67 |

Результаты среднего значения разрушающей нагрузки статических испытаний для композитных соединений показаны в Таблице 2.

Таблица 2 – Результаты статических испытаний для композитных образцов

| Параметр | Нагрузка разрушения, Н |
|----------------------|------------------------|
| Среднее | 29620,8 |
| Стандовые отклонения | 697,0 |

На Рисунке 12 показаны композитные образцы после проведения статических испытаний.



Рисунок 12 – Композитные образцы после статических испытаний

В таблице 3 приведены результаты лабораторных испытаний для металло-композитных соединений.

Таблица 3 – Результаты лабораторных испытаний для металло-композитных соединений

| № п / п | Маркировка образца | Геометрические параметры | | Максимальная сила нагружения F_{max} , кН |
|---------|--------------------|---------------------------------------|--|---|
| | | Ширина рабочей части образца b , мм | Толщина рабочей части образца h , мм | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 1 | 1 | 30,83 | 3,506 | 15,5 |
| 2 | 2 | 30,76 | 3,506 | 16,22 |
| 3 | 3 | 30,86 | 3,506 | 15,77 |

Результаты среднего значения разрушающей нагрузки статических испытаний для металло-композитных соединений показаны в Таблице 4.

Таблица 4 – Результаты статических испытаний для металло-композитных образцов.

| Параметр | Нагрузка разрушения, кН |
|----------|-------------------------|
| Среднее | 15,83 |

Испытания образцов на усталость

Для исследования накопления повреждений образцов композитного соединения под действием растягивающих циклических напряжений с постоянной частотой проводились усталостные испытания.

Для аналитического решения использовались формулы, основанные на работах Лурье С.А. и Дудченко А.А.:

$$\frac{E}{E_0} = 1 - \frac{a_e (\sigma/\sigma_b)}{(k_e + 1)(k_e + 2)} n^{k_e + 2}, \quad \frac{G}{G_0} = 1 - \frac{a_g (\tau/\tau_b)}{(k_g + 1)(k_g + 2)} n^{k_g + 2}, \quad (5)$$

$$a_{0e} = k_{0e} \frac{\sigma}{\sigma_b}, \quad a_{0g} = k_{0g} \frac{\tau}{\tau_b}.$$

Здесь k_e, k_g – некоторые постоянные величины, $a_e = k_{1e} k_{0e} c_e$ и $a_g = k_{1g} k_{0g} c_g$ – амплитудные коэффициенты, которые являются искомыми величинами для каждого модуля упругости.

На Рисунке 13 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 47% от разрушающей нагрузки. Показано падение модуля упругости в зависимости от числа циклов при нагружении 47%-53% от разрушающей нагрузки для образцов № 7,11,12 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

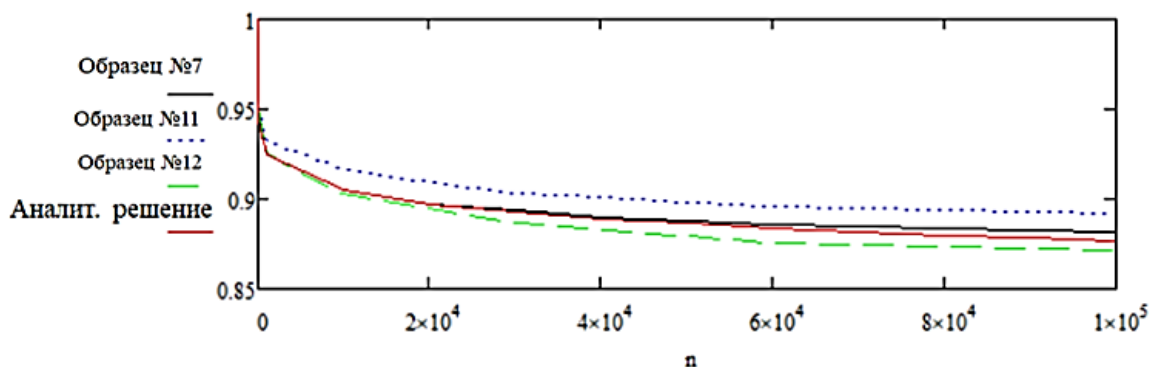


Рисунок 13 – Изменение модуля упругости в зависимости от числа циклов при нагружении 47% от разрушающей нагрузки

Погрешность результатов аналитического решения и эксперимента составляет порядка 2%.

На Рисунке 14 приведено сравнение результатов теоретического расчета с экспериментом при нагружении до 53% от разрушающей нагрузки.

Показано падение модуля упругости в зависимости от числа циклов при нагружении 47%-53% от разрушающей нагрузки для образцов № 7, 11, 12 и красной линией обозначено аналитическое решение. По оси абсцисс показано число циклов нагружения (n), по оси ординат приведено отношение модуля упругости поврежденного (E) к неповрежденному (E_0).

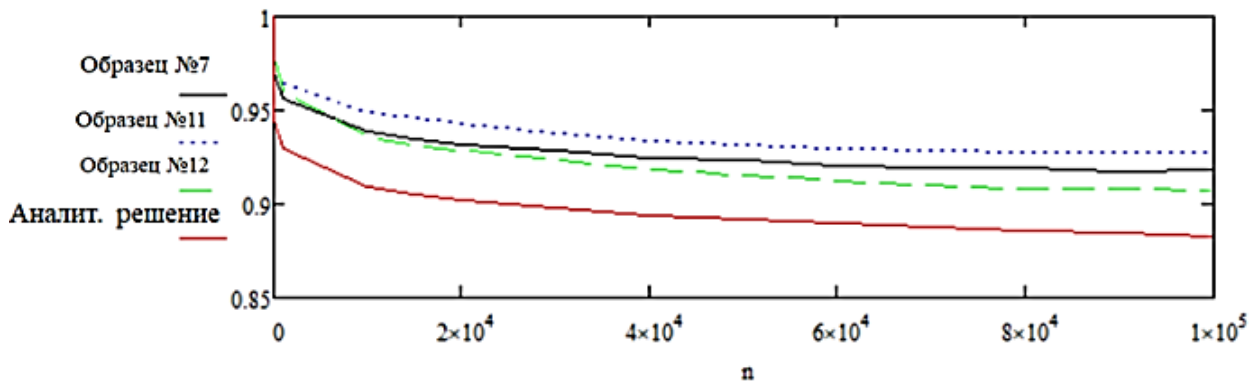


Рисунок 14 – Изменение модуля упругости в зависимости от числа циклов при нагружении 53% от разрушающей нагрузки

Погрешность аналитического решения и эксперимента составляет 5%.

Аналогичные результаты были получены для образцов № 8, 9, 10 в зависимости от числа циклов в пределах нагружениях 45%-55% от разрушающей нагрузки. И для образцов №13, 14, 15 в зависимости от числа циклов в пределах нагружения 50%-60% от разрушающей нагрузки для образцов.

Полученные данные в ходе экспериментального исследования показывают падение модуля материала с ростом числа циклов. Эксперимент подтверждает корректность разработанной методики расчета накопления повреждений, так как расчеты, которые выполнялись по предложенной методике, показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными.

Заключение диссертации состоит из семи основных новых научных результатов, отражающих решения задач, сформулированных для достижения цели исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны методы расчета стыковых металло-композитных узлов авиационных конструкций на прочность с учетом ресурса.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1. Представлена методика получения оптимальной длины стыка соединения, в котором обеспечено равномерное распределение нагрузки по длине металло-композитного стыка в соединительных болтах. С помощью данной методики произведена оптимизация зоны болтового соединения на примерах несущего винта лопасти вертолёта и стыка крыла с центропланом. Оптимизация зон стыка позволяет повысить ресурс работы конструкции.
2. Приведена уточненная методика расчета накопления повреждений в зонах стыка авиационных конструкциях на примере стыка крыла центроплана и крепления лопасти вертолета. Приведен алгоритм расчета накопления повреждений с учетом деградации свойств композиционного материала. Получены зависимости межслойного расслоения от трещин в слое на примере стыка крыла с центропланом. В представленном алгоритме происходит учет влияния текущего напряженного состояния на процесс деградации механических свойств композиционного материала и соответственно на процесс разрушения.
3. Проведен расчет вертолётной лопасти на усталостную долговечность. Рассматривалось 2 модели: предлагаемая (лопасть с болтами диаметром 8 мм) и исходная (лопасть с болтами диаметром 30 мм). В результате расчета было получено, что предлагаемая модель лопасти имеет ресурс больший, чем исходная конструкция лопасти за счет уменьшения нагрузки каждого болта на материал лопасти. Использование меньшего диаметра болтов предпочтительней, так как значительно уменьшается перерезание волокон, что увеличивает ресурс работы лопасти.
4. Предложен алгоритм расчета для определения длительности работы композитной конструкции с учетом роста поврежденности. Используя методику оценки несущей способности конструкции из композиционного материала с учетом поврежденности, можно построить кривую падения предельных нагрузок от числа циклов или времени работы, которая и показывает предельное число циклов. Данный алгоритм можно использовать для определения срока службы конструкций из композиционных материалов. На примере узла крепления вертолетной лопасти показан график изменения предельной нагрузки вследствие поврежденности материала.

5. Проведены статические и усталостные испытания образцов композитных соединений. В процессе статических испытаний определена разрушающая нагрузка. В ходе усталостных испытаний было получено падение модуля упругости с ростом числа циклов. Проведены испытания образцов для уточнения механических характеристик материала. В ходе испытаний были получены следующие характеристики: модуль упругости материала, предела прочности и разрушающая сила. Также были получены диаграммы деформирования.
6. Получены экспериментальные зависимости модуля упругости от числа циклов. С помощью экспериментальных данных определялись амплитудные коэффициенты. Для разных чисел циклов нагружения определяются разные амплитудные коэффициенты.
7. Полученные данные в ходе экспериментального исследования показывают падение модуля материала с ростом числа циклов. Эксперимент подтверждает корректность разработанной методики расчета накопления повреждений, так как расчеты, которые выполнялись по предложенной методике, показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными.

Результаты диссертационной работы имеют научное и практическое значение, применяются при реализации учебных программ дисциплин «Оптимальное проектирование композитных конструкций», «Механика разрушения композиционных материалов».

Перспективы дальнейшей разработки темы

В дальнейшем предполагается использовать полученные результаты исследования и расчетную методику прогноза работы рассмотренных структур для построения обобщенных подходов к созданию новых конструкций стыковых узлов, которые обеспечат заданный ресурс работы конструкций.

В **ПРИЛОЖЕНИИ** к диссертации представлены Акт внедрения результатов диссертационной работы в учебный процесс Московского авиационного института (национального исследовательского университета) МАИ и графики результатов испытаний.

Полнота изложения материалов диссертации в работах, опубликованных соискателем ученой степени

Основное содержание диссертационной работы и ее результатов отражено в десяти публикациях автора, в том числе одна работа в рецензируемом научном издании SCOPUS и четыре работы в рецензируемых научных изданиях перечня ВАК.

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации

1. Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н. Проектирование узлов механических композитно-металлических соединений // Труды МАИ. – № 90. – 2016. – 19 с.

2. Ларионова А.А., Дудченко А.А. Оптимизация узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолета с учетом условий долговечности // журнал «Конструкции из композиционных материалов» . – № 4. – 2019. – С. 8-16.

3. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – №. 7. – 12 с. – Режим доступа: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2093>.

4. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Алгоритм расчета накопления повреждения на примере стыка крыла с центропланом. // Механика композиционных журналов и конструкций. – т. 28. – № 1. – 2022. – 12 с. – Режим доступа: DOI 10.33113/mkkm.ras.2022.28.01.133_144.07.

Статьи в материалах международных конференций - в изданиях, включенных в международные системы цитирования

1. Larionova A.A., Dudchenko A.A. Design and analysis of the strength and durability of metal composite assemblies of aircraft structures // Published under licence by IOP Publishing Ltd, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 934, Advances in Composite Science and Technology (ACST 2019) 20 – 21 November 2019. – Bauman Moscow State Technical University. – 2020. – 4 P.

Материалы международных и всероссийских конференций

1. Ларионова А.А., Дудченко А.А. Оптимизация узла крепления лопасти вертолета из композиционных материалов с учетом условий долговечности // Сборник тезисов 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». – Москва. – 2018 . – С. 32.

2. Ларионова А.А. Анализ прочности и долговечности узла крепления вертолетной лопасти // Сборник тезисов XXVI Международной конференция студентов, аспирантов и молодых ученых «Ломоносов». – 2019. - 1 с.

3. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Исследование металло-композитного соединения на примере узла крепления вертолетной лопасти с учетом усталостной долговечности и ресурса // Сборник тезисов 19-я Международной конференции «Авиация и космонавтика» 23-27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо». – 2020. – С. 771-772.

4. Маскайкина А.А. Разработка алгоритма накопления повреждений на примере металло-композитных соединений // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо». – 2021. – С. 51-52.

5. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. Влияние оценки накопления повреждений на прочность в металло-композитном стыке // II Международная конференция «Композитные материалы и конструкции». 16 ноября 2021 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо». – 2021. – С. 18- 19.