

Давыдов Искандар Ахтамович,
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской
авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ДИАГНОСТИКА КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Аннотация. В статье рассмотрены современные методы ремонта и диагностики полимерных композиционных материалов (ПКМ) в беспилотной авиации. Проанализированы ключевые требования к ремонту: восстановление прочности и жесткости, сохранение аэродинамики и минимизация массы. Описаны применяемые материалы (пленочные клеи, препреги) и технологии, включая метод «ступенчатого клина», вакуумное и автоклавное отверждение, а также инновационные подходы, такие как газоимпульсная обработка для повышения адгезии. Подчеркнута важность выбора стратегии ремонта на основе компромисса между качеством, стоимостью и временем простоя беспилотного воздушного судна.

Ключевые слова: Композиционные материалы, беспилотные авиационные системы, препреги, клеевые соединения, вакуумное отверждение, автоклав, неразрушающий контроль, газоимпульсная обработка.

Широкомасштабное внедрение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции современных беспилотных воздушных судов стало одним из определяющих трендов в развитии авиационной промышленности последних десятилетий¹.

Основная сложность при работе с композитами заключается в их принципиальном отличии от традиционных металлических конструкций. Повреждение композитного материала, будь то удар птицы, столкновение с наземной техникой или воздействие эксплуатационных нагрузок, часто носит скрытый характер. Внешне незначительная вмятина или царапина может маскировать обширные внутренние расслоения и разрывы волокон [2-4].

Рассматриваемый в данном исследовании БПЛА был создан на базе серийного планера, полностью изготовленного из композитных материалов; этот проект является частью более масштабной работы по созданию сверхлегкой беспилотной платформы для размещения датчиков, в которой используются полимерные композиты, армированные углеродным волокном, и передовые технологии планеростроения. При массе пустого аппарата около 70 кг этот БПЛА относится к категории сверхлегких летательных аппаратов. Производителю удалось сократить количество деталей и обеспечить низкую стоимость изготовления, не требующую использования дорогостоящего автоклава. Конструктивные элементы БПЛА спроектированы в соответствии с нормами летной годности. Для определения характеристик прочности и жесткости конструктивных узлов крыла и фюзеляжа проводится серия прочностных испытаний. В данной работе рассматриваются статические прочностные испытания и конечно-элементный анализ конструкции крыла при распределении и интенсивности нагрузок, соответствующих режиму маневра «вывод из пикирования». Далее в статье описывается геометрия и конструктивная схема крыла, система материалов и условия

¹ Колобков А. С. Полимерные композиционные материалы для различных конструкций авиационной техники (обзор) // Труды ВИАМ. 2020. №6-7 (89). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/polimernye-kompozitsionnye-materialy-dlya-razlichnykh-konstruktsiy-aviatsionnoy-tehniki-obzor> (дата обращения: 03.11.2025); Славин А. В., Донецкий К. И., Хрульков А. В. Перспективы применения полимерных композиционных материалов в авиационных конструкциях в 2025-2035 гг. (ОБЗОР) // Труды ВИАМ. 2022. №11 (117). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-primeneniya-polimernyh-kompozitsionnyh-materialov-v-aviatsionnyh-konstruktsiyah-v-2025-2035-gg-obzor> (дата обращения: 03.11.2025).



статического нагружения. Кроме того, обсуждаются особенности конечно-элементного моделирования и проведения экспериментальных испытаний, а также приводятся данные, полученные с помощью тензодатчиков, датчиков перемещения и силоизмерительных датчиков [7]. Длина крыла (полуразмах S) составляет 551 см, хорда в корневой части – 74 см, а максимальная толщина профиля в корневом сечении – 10 см. На рис. 1 представлена конечно-элементная модель силовой конструкции крыла, включающая корневую нервюру, верхнюю и нижнюю трехслойные (сэндвичевые) обшивки, а также три лонжерона (передний, основной и задний) швеллерного сечения, расположенных на уровне 15, 40 и 70% хорды соответственно. Центральный (основной) лонжерон продолжается внутрь фюзеляжа, образуя силовую конструкцию для передачи нагрузки (корневую часть лонжерона), которая обеспечивает жесткость крыла на изгиб; передача сдвиговых усилий осуществляется через пару стальных силовых штифтов с каждой стороны, соединяющих корневую нервюру с фюзеляжем (см. рис. 3), где координаты X и Y соответствуют направлениям назад и к законцовке крыла соответственно. В зоне соединения с фюзеляжем основной лонжерон имеет сужающееся прямоугольное сечение (см. рис. 1). За пределами корневой нервюры передний и основной лонжероны идут прямо, тогда как задний лонжерон имеет излом в сторону передней кромки для размещения элерона (см. рис. 1). Помимо элеронов, крылья оснащены интерцепторами; на рис. 1 видны вырез под элерон и ниша для интерцептора. Для целей анализа и испытаний элерон и интерцептор демонтируются.

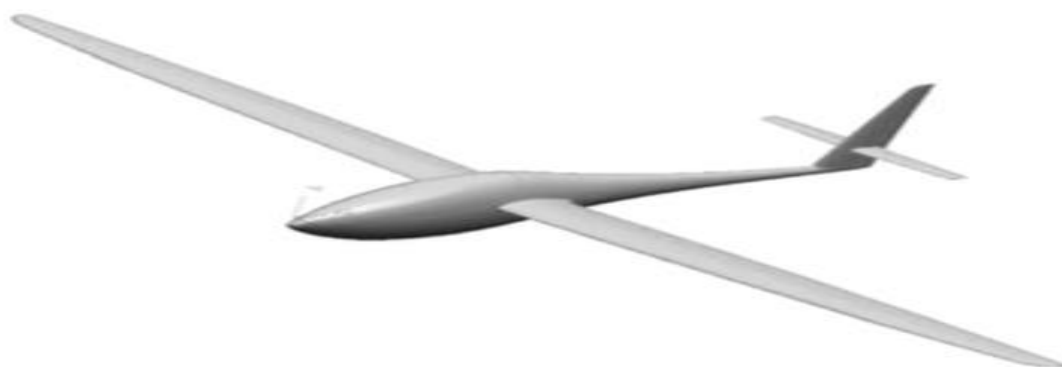


Рисунок 1. Модель БПЛА [7].

Для прогнозирования прогибов крыла, а также напряжений и деформаций в слоистом материале при ступенчатом нагружении вплоть до расчетной разрушающей нагрузки, выполняется геометрически нелинейный статический конечно-элементный анализ (см. табл. 1) [5, 6].

Таблица 1

Физические свойства материалов

Свойство материала	Тканый материал T700G	Однонаправленная ткань T700S	Пенопласт НТ 50
E_{11} , psi	$8,03 \cdot 10^6$	$1,73 \cdot 10^7$	$1,233 \cdot 10^4$
E_{22} , psi	$8,03 \cdot 10^6$	$1,35 \cdot 10^6$	-
G_{12} , psi	$6,1 \cdot 10^5$	$6,1 \cdot 10^5$	-
ν_{12}	$3 \cdot 10^{-2}$	$3,1 \cdot 10^{-1}$	$3,2 \cdot 10^{-1}$
ρ , кг/м ³	$5,4 \cdot 10^{-2}$	$5,5 \cdot 10^{-2}$	$1,79 \cdot 10^{-3}$

Полученные распределения напряжений и деформаций также используются для выявления наиболее нагруженных участков конструкции и потенциальных зон разрушения.



Представлен обзор работ по прочностному анализу и испытаниям композитного крыла сверхлегкого БПЛА. Для статического нагружения конструкции крыла была спроектирована и использована система распределения нагрузки рычажного типа, обеспечивающая распределение усилий, соответствующее режиму маневра с перегрузкой (вывода из пикирования). Данная установка доказала свою эффективность, позволив осуществлять контролируемое ступенчатое нагружение конструкции крыла – от эксплуатационных и расчетных предельных нагрузок вплоть до разрушения. Также была разработана геометрически нелинейная конечно-элементная модель крыла. Кинематические и естественные граничные условия были заданы в соответствии с параметрами экспериментальной установки. Регистрация данных о зависимости перемещений и деформаций от приложенной нагрузки осуществлялась с помощью компьютеризированной системы сбора данных. Результаты конечно-элементного анализа статического поведения конструкции продемонстрировали хорошую согласованность с данными, полученными в ходе экспериментальных испытаний. В рамках дальнейших исследований планируется провести анализ прогрессирующего разрушения конструкции крыла для изучения явлений локальной потери устойчивости и потери несущей способности обшивки с трехслойной структурой, наблюдавшихся при проведении испытаний.

Тензодатчики (с погрешностью чувствительности $\pm 3\%$) были установлены на лонжеронах обоих крыльев на предприятии-изготовителе БПЛА. Все датчики прошли проверку перед установкой верхней обшивки, завершавшей сборку крыла, поскольку после этого прямой доступ к ним становился невозможным. Процедура калибровки включала установку нулевых показаний всех датчиков при нахождении собранного крыла в исходном положении на уровне земли. Таким образом, после установки крыльев на испытательный стенд показания датчиков отражали деформации, вызванные собственным весом конструкции крыла. В дальнейшем данные о деформации регистрировались на каждом этапе нагружения, эти данные демонстрируют ожидаемую линейную зависимость. Датчики перемещения (с погрешностью чувствительности от $\pm 0,28\%$ до $\pm 0,15\%$ от полного диапазона измерений) калибровались с помощью прецизионного пятиосевого фрезерного станка путем сопоставления показаний тросовых датчиков перемещения с величиной вертикального перемещения рабочего органа станка. Датчик силы (тензометрический датчик) с пределом измерения 300 тыс. метров прошел заводскую калибровку, однако его точность была дополнительно подтверждена с помощью эталонных грузов путем сравнения их массы с показаниями датчика, имеющего погрешность статических измерений $\pm 0,07\%$. Несмотря на то, что определенная погрешность обусловлена ограничениями используемого оборудования (датчиков и компонентов системы сбора данных), полученные результаты демонстрируют вполне обоснованные тенденции и численные значения.

Установлено изменение характера отклика левого крыла при нагрузке, превышающей примерно 635 кг. Это изменение обусловлено началом разрушения конструкции левого крыла, вызванным превышением расчетной предельной нагрузки; наиболее отчетливо оно проявляется в данных о деформациях растяжения поясов переднего и заднего лонжеронов. При нагрузке менее 635 кг наблюдается достаточно хорошее соответствие показателей левого и правого крыльев, за исключением осевых деформаций растяжения пояса переднего лонжерона в корневом сечении. Данные, демонстрируют различие знаков деформаций сдвига, измеренных на главных лонжеронах правого и левого крыльев в концевом сечении. Это различие обусловлено главным образом несимметричным расположением тензорезисторных розеток на двух крыльях. Определенный вклад в погрешность вносят также незначительные расхождения в местах установки тензодатчиков на правом и левом крыльях.

Таким образом, после разрушения конструкции крыла левое и правое крылья были разрезаны в нескольких сечениях для осмотра клеевого соединения и проверки расположения



тензодатчиков. Это позволило выявить возможные причины расхождений между результатами эксперимента и данными численного моделирования. Были обнаружены значительные колебания толщины клеевого слоя; кроме того, выяснилось, что многие тензодатчики были установлены в зонах с избыточным содержанием смолы и в местах изменения последовательности укладки слоев композита. Отклонения расчетных данных от экспериментальных также объясняются использованием при моделировании характеристик материала и толщины слоев, предоставленных поставщиком. Еще одним фактором, влияющим на сопоставление с результатами численного анализа, являются особенности нагружения крыла. В модели использовались кинематические граничные условия, соответствующие условиям испытаний, а нагрузка задавалась как распределенное давление, имитирующее воздействие системы рычагов. Однако было замечено, что по мере роста нагрузки система рычагов имела тенденцию перекашиваться в сторону силового привода, из-за чего направление нагрузки в каждом сечении незначительно отклонялось от нормали к поверхности крыла.

В целом, полученные данные свидетельствуют о согласованности результатов измерений перемещений для правого и левого крыльев, а также о хорошей сходимости большинства показаний тензодатчиков. Предварительные результаты моделирования демонстрируют обоснованные оценки перемещений и достаточно высокую корреляцию с измеренными значениями деформации.

Список литературы:

1. Горбаконь, Н. В. Технология ремонта сотовых конструкций из композиционных материалов методом термокомпрессионного формования / Н. В. Горбаконь, В. И. Резниченко // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 50-летию МГТУ ГА, Москва, 25–26 мая 2021 года. – Москва: ИД Академии Жуковского, 2021. – С. 161-164.
2. Колобков А. С. Полимерные композиционные материалы для различных конструкций авиационной техники (обзор) // Труды ВИАМ. 2020. №6-7 (89). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/polimernye-kompozitsionnye-materialy-dlya-razlichnyh-konstruktsiy-aviatsionnoy-tehniki-obzor> (дата обращения: 03.11.2025).
3. Ривин Г.Л. Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов летательных аппаратов: Учебное пособие. -Ульяновск: УлГТУ, 2000.-75 с.
4. Славин А. В., Донецкий К. И., Хрульков А. В. Перспективы применения полимерных композиционных материалов в авиационных конструкциях в 2025-2035 ГГ. (ОБЗОР) // Труды ВИАМ. 2022. №11 (117). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-primeneniya-polimernyh-kompozitsionnyh-materialov-v-aviatsionnyh-konstruktsiyah-v-2025-2035-gg-obzor> (дата обращения: 03.11.2025).
5. Саввин А. И., Саввина А.В., Малая Е. В. Ремонт композиционных материалов в современной авиации // Молодой исследователь Дона. 2024. №5. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/remont-kompozitsionnyh-materialov-v-sovremennoy-aviatsii> (дата обращения: 03.11.2025).
6. Циклер, А. В. Технологии ремонта конструкций планера самолета, выполненных из композиционных материалов / А. В. Циклер, А. С. Щербинен, М. С. Малахова // Инновационный потенциал развития науки в современном мире: достижения и инновации: Сборник научных статей по материалам X Международной научно-практической конференции. В 2 частях, Уфа, 28 февраля 2023 года. Том Часть 1. – Уфа: Общество с ограниченной ответственностью "Научно-издательский центр "Вестник науки", 2023. – С. 110-114.
7. R. Warsi Sullivan, Structural Analysis and Testing of an Ultralight Unmanned-Aerial-Vehicle Carbon-Composite Wing // JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 46, No. 3, May–June 2009.

