



Научная статья

УДК 621.7.011:678.067:629.735.45

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188832>

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

Усовершенствованная технология изготовления лопасти винта вертолета из полимерных композиционных материалов

Любовь Александровна Бохоева^{1✉}, Максим Сергеевич Шатов², Виталий Евдокимович Рогов³,
Анна Сергеевна Чермошенцева⁴, Анатолий Андреевич Иванов⁵

^{1, 2, 3, 5} Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления,
Улан-Удэ, Российская Федерация

⁴ Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

¹ bohoeva@yandex.ru✉

² maksim.shatov.97@mail.ru

³ rogov54v@mail.ru

⁴ asch-13@ya.ru

⁵ anatoly.moscow@mail.ru

Аннотация. Рассмотрено технологическое совершенствование процесса изготовления лопасти винта вертолета из конструкционных полимерных композиционных материалов с применением внутренней формообразующей силиконовой оправки. Актуальность исследования определяется необходимостью повышения стабильности формования многослойных оболочечных деталей сложного аэродинамического профиля, для которых локальные нарушения контактного давления приводят к пористости, складкам, расслоениям и отклонениям геометрии. Проанализированы ограничения традиционной схемы с эластичной диафрагмой: зависимость качества от герметичности пресс-камеры, трудность равномерного уплотнения поверхностей двойной кривизны, повышенная энергоемкость и значительная трудоемкость подготовительных операций. В качестве технологического решения обосновано применение силиконовой оправки из термостойкого эластомерного компаунда, создающей при нагреве распределенное давление за счет объемного расширения материала. Сформирована последовательность изготовления, включающая входной контроль материалов, получение препрега, раскрой заготовок, сборку пакетов, предварительное уплотнение, окончательное формование, механическую обработку и контроль качества. Выполнена сравнительная оценка традиционной и предлагаемой технологий по дефектности, энергоемкости, ресурсу оснастки, трудоемкости и продолжительности производственного цикла. Показано, что применение силиконовой оправки позволяет повысить воспроизводимость аэродинамического контура, снизить вероятность внутренних дефектов и уменьшить эксплуатационные затраты при изготовлении лопастей из полимерных композиционных материалов.

Ключевые слова: усовершенствованная технология изготовления, композиционные материалы, лопасть винта вертолета, внутренняя формообразующая силиконовая оправка, автоклавное формование, пресс-форма, препрег, технологическое давление, контроль качества

Финансирование: работа выполнена в рамках гранта Республики Бурятия № 30-2025-008364 на реализацию программы стратегического академического лидерства «Приоритет-2030»

Для цитирования: Бохоева Л.А., Шатов М.С., Рогов В.Е., Чермошенцева А.С., Иванов А.А. Усовершенствованная технология изготовления лопасти винта вертолета из полимерных композиционных материалов // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 3. С. 160–169. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188832>

Original article

Improved Technology for the Helicopter Rotor Blade Manufacturing from Polymer Composite Materials

Lyubov A. Bokhoeva^{1✉}, Maksim S. Shatov², Vitalii E. Rogov³, Anna S. Chermoshentseva⁴, Anatolii A. Ivanov⁵

^{1, 2, 3, 5} East Siberia State University of Technology and Management, Ulan-Ude, Russian Federation

⁴ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

¹ bokhoeva@yandex.ru✉

² maksim.shatov.97@mail.ru

³ rogov54v@mail.ru

⁴ asch-13@ya.ru

⁵ anatoly.moscow@mail.ru

Abstract

The article substantiates an improved manufacturing scheme for a helicopter rotor blade from structural polymer composite materials. The object of consideration is a multilayer composite shell of a complex aerodynamic profile, which external contour forming is inseparably associated with laminate compaction and binder curing. It is demonstrated that conventional technology with elastic diaphragm imposes enhanced requirements to the press-chamber air-tightness, both vacuum and pressure systems stability, the temperature-time mode precision and the state of the forming tooling. These requirements are hard to ensure for the surfaces with double curvature along the entire forming zone, which leads to the air inclusions, folding, porosity, lamination and geometry deviations occurrence. The authors proposed employing silicone forming mandrel from the elastomeric compound such as Penta elast-750. When heated, the forming mandrel expands and transfers the distributed contact pressure to the prepreg stack from the blade shell inside, and it shrinks after cooling and extracted without significant effort, pressing the laminate against the forming surface of the mold. The manufacturing sequence includes incoming inspection of the glass fabric, binder and auxiliary materials; drying and impregnation of the reinforcement; prepreg preparation; blanks cutting; the layer-by-layer assembly with the fiber orientation control; preliminary compaction; final forming under staged heating; machining; and final quality control. The authors compared conventional and improved technologies by the presence of defects. The authors compared conventional and improved technologies by the presence of defects, labor intensity, energy consumption, tooling resource and surface accuracy. It is demonstrated that the silicone mandrel application may reduce the rejection rate from 20-30% to 5-10%, decrease labor intensity by about 25%, reduce energy consumption by 20-25%, increase the tooling service life up to fivefold and improve contour reproduction. The proposed process is technologically promising for manufacturing the helicopter rotor blades and other composite shell structures of variable curvature, including unmanned aerial vehicle airframe elements, fairings, air intakes and wind turbine blades.

Keywords: improved manufacturing technology, composite materials, helicopter propeller blade, internal silicon shaping mandrel, autoclave molding, die mold, prepreg, processing pressure, quality control

Funding: the work was accomplished within the framework of the Grant of the Republic of Buryatia No. 30-2025-008364 for implementation of the Strategic Academic Leadership Program “Priority 2030”

For citation: Bokhoeva L.A., Shatov M.S., Rogov V.E., Chermoshentseva A.S., Ivanov A.A. Improved Technology for the Helicopter Rotor Blade Manufacturing from Polymer Composite Materials. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(3):160–169. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188832>

List of Figures

Fig. 1. A blade fragment: *a* – computer model; *b* – finished blade with the silicone mandrel insert

Fig. 2. The sequence of technological process for the helicopter rotor blade manufacturing with the silicone mandrel

Fig. 3. Comparative computational-and-technological assessment of the conventional molding scheme and a scheme with the silicon mandrel

List of Tables

Table 1. The main stages on the blade manufacturing conventional process

Table 2. The advanced process stages

Table 3. Quality control system while the blade manufacturing

Введение

Конструкционные композиционные материалы (КМ) получили широкое применение в современном авиастроении благодаря сочетанию малой плотности, высоких удельных прочностных и жесткостных характеристик, коррозионной стойкости и возможности направленного формирования свойств. Полимерные композиционные материалы (ПКМ), используемые в силовых и несущих элементах летательных аппаратов, представляют собой многокомпонентные системы, в которых армирующий наполнитель и полимерная матрица обеспечивают совместную работу материала при сложном напряженно-деформированном состоянии.

Расширение области применения ПКМ связано с развитием аэрокосмических конструкций [1–3], ветроэнергетических установок [4], транспортного машиностроения [5] и других высоконагруженных технических систем. Особое место занимают лопасти винтов вертолетов, для которых снижение массы при сохранении прочности, жесткости и ресурса непосредственно влияет на грузоподъемность, дальность полета, вибрационную нагруженность и эксплуатационную надежность воздушного судна [6–8].

К основным технологическим методам изготовления изделий из ПКМ относят ручную выкладку, автоклавное формование, формование с переносом смолы, компрессионное формование, намотку и пултрузию [9]. Соединение элементов композитных конструкций выполняется склеиванием, механическим креплением или сваркой [10]. Для крупногабаритных деталей все шире используются автоматизированная укладка ленты и автоматизированная укладка волокон [11, 12]. Эти методы повышают воспроизводимость структуры пакета и снижают разброс свойств по сравнению с ручной выкладкой, однако требуют дорогостоящего оборудования, квалифицированной подготовки производства и жесткого контроля технологических режимов [13].

При изготовлении лопастей из многослойных ПКМ формирование внешнего аэродинамического контура совмещено с формированием внутренней структуры материала. Поэтому дефекты, возникающие на стадиях выкладки, подпрессовки и отверждения, влияют не только на геометрическую точность изделия, но и на его несущую способность, усталостную долговечность и ресурс. К характерным технологическим дефектам относятся пористость, воздушные включения, непропитанные зоны, складки, смещение армирующих слоев, расслоения и участки с пониженной степенью отверждения [14].

Традиционные технологии изготовления лопастей из многослойных ПКМ предусматривают применение автоклавного формования, закрытых пресс-форм, намотки пропитанного волокна на формообразующую оснастку, а также комбинированных технологических схем [15]. При этом сохраняются существенные ограничения: необходимость высокой герметичности пресс-камеры, риск нарушения режима при термостатировании, значительная трудоемкость подготовки оснастки и сложность обеспечения равномерного давления на поверхностях двойной кривизны.

Цель работы состоит в разработке и технологическом обосновании способа изготовления лопасти винта вертолета из конструкционных ПКМ с применением силиконовой оправки, создающей распределенное давление при нагреве. Для достижения поставленной цели выполнен анализ ограничений традиционного процесса; определена последовательность операций усовершенствованной технологии; установлены основные контролируемые параметры на стадиях изготовления; проведено сравнительное оценивание традиционной и предлагаемой схем по технологическим показателям.

Материалы и методы

Объектом исследования является технологический процесс изготовления лопасти винта вертолета из многослойного ПКМ на основе стеклоткани и полимерного связующего. В качестве исходных материалов рассматриваются стеклоткань Т-25 (ВМП)-78 по ТУ 6-11-380-76, связующее 5-211Б (ГОСТ 10587-84) и силиконовый компаунд для изготовления формообразующей оправки. Препрег в работе рассматривается как предварительно пропитанный армирующий материал, подготовленный к послойной выкладке и последующему формованию. Технологический анализ выполнен применительно к оболочечной детали сложного аэродинамического профиля с поверхностями двойной кривизны.

Классический процесс изготовления лопасти включает пропитку армирующего материала связующим, раскрой препрега, сборку пакетов с заданной ориентацией слоев, предварительную подпрессовку, окончательное формование и последующую механическую обработку. Наиболее нагруженной с технологической точки зрения является стадия окончательного формования, при которой требуется одновременное обеспечение температуры, давления, герметичности и геометрии формообразующих поверхностей [8, 16–18]. Анализ традиционного процесса показывает, что основными источниками брака являются нарушение герметичности пресс-камеры при длительной выдержке,

недостаточная равномерность давления в зонах сопряжения верхнего и нижнего обводов лопасти, а также возникновение остаточных напряжений вследствие неоднородного прогрева и уплотнения пакета. По имеющимся производственно-технологическим оценкам уровень дефектности при серийном изготовлении может достигать 20–30%, что существенно повышает себестоимость изделия (в основном за счет риска брака: расслоения, непроклеенных участков) и ведет к дополнительным затратам на переделку или утилизацию.

В табл. 1 представлены основные этапы традиционного процесса изготовления лопасти,

в табл. 2 — основные этапы усовершенствованного технологического процесса изготовления лопасти вертолета.

Усовершенствованная технология основана на замене эластичной диафрагмы силиконовой оправкой, выполненной из термостойкого эластомерного материала, например «Пентаэласт-750». Принцип работы такой оправки связан с тепловым расширением силикона: при повышении температуры материал увеличивается в объеме и передает на пакет препрега распределенное контактное давление, прижимая его к формообразующей поверхности пресс-формы, обеспечивающей аэродинамический контур

Таблица 1. Основные этапы традиционного процесса изготовления лопасти

Этап	Ключевые операции	Основные технологические риски
Пропитка стеклоткани	Пропитка рулонной стеклоткани связующим 5-211Б в пропиточной машине УПСТ-1000М	Неравномерность пропитки; зависимость качества препрега от влажности, температуры и состояния оборудования
Раскрой препрега	Вырезка заготовок по шаблону или программе раскроя	Повреждение края, нарушение ориентации волокон, загрязнение поверхности
Сборка пакетов	Послойная укладка заготовок с контролем направления армирования	Складки, воздушные включения, локальное смещение слоев
Предварительная подпрессовка	Вакуумирование и нагрев при умеренной температуре	Повышенная энергоемкость; зависимость результата от герметичности вакуумного контура
Окончательное формование	Формование в пресс-форме с эластичной диафрагмой при повышенной температуре и давлении	Разгерметизация, неравномерность давления на сложном профиле, повышенный процент брака

Таблица 2. Этапы усовершенствованного технологического процесса

Этап	Операции	Технологические параметры	Контролируемые показатели
1. Входной контроль материалов	Проверка стеклоткани Т-25 (ВМП)-78 и связующего 5-211Б; проверка сопроводительной документации	Температура хранения 18–25°C; относительная влажность не более 75%	Соответствие ТУ; сроки годности; физико-химические параметры материалов
2. Изготовление препрега	Сушка стеклоткани; пропитка в машине УПСТ-1000М; выдержка перед последующей операцией	Температура сушки 80°C; продолжительность 6 ч; температура пропитки 18–25°C; время между операциями не более 4 ч	Равномерность пропитки; содержание связующего; отсутствие пузырей и непропитанных зон
3. Раскрой и сборка пакетов	Гидроабразивная резка на установке BARS JET 2060; маркировка; сушка; взвешивание; укладка слоев	Давление резки до 250 МПа; время сушки 8 ч; точность взвешивания 0,01 кг	Точность геометрии; масса заготовок; отсутствие повреждений кромок; ориентация волокон
4. Предварительное уплотнение	Выкладка пакетов на оправку; вакуумирование; нагрев для удаления воздушных включений	Разрежение 0,06–0,08 МПа; температура 60°C	Герметичность вакуумного мешка; отсутствие складок; равномерность уплотнения
5. Окончательное формование	Ступенчатый нагрев в пресс-форме с силиконовой оправкой; выдержка; охлаждение	Скорость нагрева 1–2°C/мин; первая стадия 65°C, 30 мин; вторая стадия 150°C, 4 ч; давление 0,78 МПа	Равномерность прогрева; стабильность давления; отсутствие расслоений, пористости и геометрических отклонений
6. Механическая обработка	Обрезка припусков; расточка отверстий; зачистка технологических зон	Режимы обработки по паспорту оборудования и технологической карте	Геометрическая точность; качество поверхности; отсутствие сколов и трещин

лопасти. К стенкам пресс-формы слои препрега прижимаются с усилием 8 кгс/см^2 . Формование пакета препрега происходит при ступенчатом повышении температуры со скоростью $1\text{--}2^\circ$ в минуту до 65°C и выдержкой при этой температуре 30 минут и последующим выходом на режим 150°C с выдержкой 4 часа. После охлаждения оправка уменьшается в размерах, что упрощает ее извлечение из сформованной оболочки и снижает риск повреждения изделия. На рис. 1 представлен фрагмент лопасти — компьютерная модель и готовая лопасть с вкладышем из силиконовой оправки. После охлаждения пресс-формы до температуры окружающей среды производится выемка детали и удаление вкладыша из внутреннего канала лопасти.

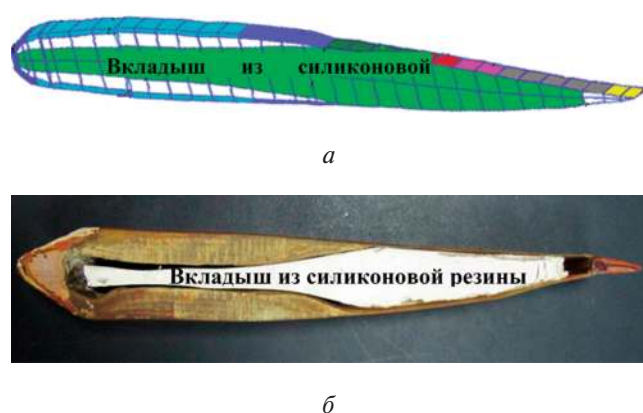


Рис. 1. Фрагмент лопасти: а — компьютерная модель;
б — готовая лопасть с вкладышем
из силиконовой оправки

Для силиконового компаунда существенными технологическими свойствами являются работоспособность в диапазоне температур от -60 до $+200^\circ\text{C}$, эластичность, восстанавливаемость формы, химическая стойкость к компонентам связующего и воспроизводимое тепловое расширение.

Использование такой оправки позволяет отказаться от части операций, связанных с обслужива-

нием эластичной диафрагмы, снизить требования к герметизации пресс-камеры и обеспечить более равномерное давление на участках переменной кривизны.

Геометрия пресс-формы должна соответствовать теоретической поверхности лопасти. Для проектирования формообразующих элементов целесообразно применять трехмерные модели, построенные в системах автоматизированного проектирования, что позволяет согласовать аэродинамический профиль, крутку, технологические припуски и конструктивные элементы оснастки [19–21]. Последовательность усовершенствованного технологического процесса изготовления лопасти приведена на рис. 2.

Результаты

По результатам технологического анализа сформирована последовательность изготовления лопасти, в которой силиконовая оправка выполняет функции внутреннего формообразующего и прессующего элемента. Такая схема обеспечивает передачу контактного давления по внутренней поверхности оболочки и уменьшает вероятность локального недоуплотнения пакета в зонах переменной кривизны.

Особое значение имеет соблюдение временных интервалов между сушкой стеклоткани, пропиткой и дальнейшей переработкой препрега. Превышение допустимого интервала способствует поглощению влаги, ухудшает адгезионное взаимодействие связующего с армирующим наполнителем и может привести к образованию пористости в процессе отверждения [15].

Гидроабразивная резка применяется для раскроя заготовок препрега на установке BARS JET 2060 с давлением до 250 МПа , что обеспечивает высокое качество кромки и минимизацию повреждения структуры армирующего материала. Предварительная подпрессовка необходима для удаления

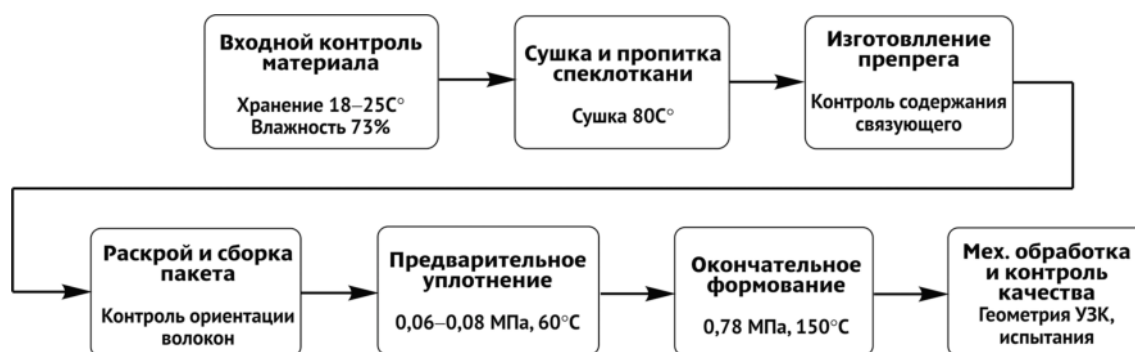


Рис. 2. Последовательность технологического процесса изготовления лопасти винта вертолета с применением силиконовой оправки

воздушных включений, начального уплотнения пакета и стабилизации формы перед окончательным отверждением. Контроль герметичности вакуумного контура проводится манометрическим методом.

Окончательное формование выполняется при ступенчатом нагреве. Соблюдение температурно-временного режима необходимо для предотвращения недоотверждения связующего, термической деструкции и формирования повышенных остаточных напряжений. Расчетно-технологическая оценка, основанная на моделировании распределения давления при тепловом расширении силиконовой оправки и анализе стабильности процесса формования, показывает возможность снижения брака на стадии формования на 15–20 процентных пунктов по сравнению с традиционной схемой. Это обусловлено более устойчивым распределением давления и уменьшением риска разгерметизации, что подтверждается экспериментальными данными по формованию аналогичных конструкций из композиционных материалов. В табл. 3 представлена система контроля качества при изготовлении лопасти вертолета.

Комплексный контроль качества должен включать визуальный осмотр, неразрушающий контроль, измерение геометрических параметров, механические испытания контрольных образцов, а также оценку плотности и пористости материала. Визуальный осмотр позволяет выявить поверхностные дефекты, ультразвуковая и рентгеновская дефектоскопия – внутренние пустоты и расслоения, а координатно-измерительные средства и шаблоны – отклонения аэродинамического контура, крутки и саблевидности. Механические испытания на растяжение, изгиб и ударную вязкость применяются для подтверждения соответствия прочностных характеристик заданным требованиям [22–26].

Обсуждение результатов

Сопоставление традиционной технологии с эластичной диафрагмой и предлагаемой технологии с силиконовой оправкой показывает, что принципиальное отличие состоит в механизме создания давления формования. В традиционной схеме качество формования в значительной степени

Таблица 3. Система контроля качества при изготовлении лопасти

Этап	Контролируемые параметры	Методы контроля	Критерии приемки
Входной контроль	Физико-химические свойства материалов; сроки годности; комплектность документации	Лабораторные анализы; проверка сертификатов и паспортов	Соответствие ТУ, ГОСТ и технологической карте
Пропитка	Равномерность пропитки; содержание связующего; отсутствие загрязнений	Взвешивание; визуальный контроль	Отклонение массы не более 2%; содержание связующего 35% $\pm 1,5\%$
Раскрой	Геометрия заготовок; состояние кромки; масса комплекта	Шаблоны; измерительный инструмент; весы	Допуск по геометрии $\pm 0,5$ мм; отклонение массы комплекта от расчетной не более $\pm 0,1\%$
Сборка пакетов	Ориентация волокон; отсутствие складок; последовательность слоев	Визуальный контроль; измерительные шаблоны	Соответствие карте выкладки; отсутствие дефектов укладки
Предварительное уплотнение	Герметичность вакуумного мешка; температура; равномерность уплотнения	Манометр; термopapa; визуальный контроль	Отсутствие воздушных пузырей, равномерность уплотнения, соответствие предварительной геометрии
Окончательное формование	Давление; температура; время выдержки; скорость нагрева и охлаждения	Датчики давления и температуры; таймер; регистрация режима	Отсутствие расслоений, соответствие геометрии чертежу, равномерность свойств материала
Механическая обработка	Геометрическая точность; качество поверхности; отсутствие сколов и трещин	Измерительный инструмент; визуальный контроль [23]	Соответствие чертежу и технологическим допускам
Финишная проверка	Сплошность материала; геометрия; физико-механические свойства	Ультразвуковая и рентгеновская дефектоскопия; измерение профиля; механические испытания	Отсутствие недопустимых дефектов; соответствие требованиям по прочности и жесткости

определяется герметичностью системы и состоянием эластичной диафрагмы. В предлагаемой схеме давление формируется непосредственно за счет теплового расширения внутренней оправки, что технологически предпочтительно для оболочек с переменной кривизной.

Исключение части автоклавных операций и сложных систем герметизации уменьшает трудоемкость подготовки производства. Упрощение оснастки сокращает число технологических переходов, повышает ремонтпригодность оборудования и облегчает подготовку персонала. Для серийного изготовления лопастей это имеет существенное значение, поскольку повторяемость операций определяет стабильность качества ответственного элемента авиационной конструкции.

Наиболее заметный эффект связан со снижением уровня дефектности. В традиционном процессе брак может достигать 20–30 % вследствие разгерметизации, неравномерного давления, образования воздушных включений и складок. Применение силиконовой оправки позволяет оценочно уменьшить брак до 5–10 %, то есть на 15–20 процентных пунктов. Указанный эффект обусловлен более равномерным прижатием препрега к пресс-форме и сокращением зон локального недоуплотнения.

Снижение энергоемкости достигается за счет исключения длительного автоклавного цикла и сокращения вспомогательных операций, связанных с вакуумной системой и герметизацией. По технологической оценке, снижение потребления электроэнергии может составить 20–25% за счет исключения автоклавного цикла, а эксплуатационные расходы могут быть снижены на 25–30% за счет сокращения расходов на обслуживание оснастки и уменьшения затрат на ремонт оборудо-

вания. Дополнительным преимуществом является увеличение ресурса оснастки: при соблюдении температурных режимов расчетный ресурс силиконовой оправки может составлять 1500 циклов формования, тогда как эластичная диафрагма требует более частой замены вследствие термического и механического старения.

Продолжительность производственного цикла сокращается с 10–12 до 8–10 ч благодаря оптимизации технологического процесса: исключается длительная автоклавная обработка, упрощается процедура демонтажа изделия, существенно сокращается время на подготовительные операции (герметизацию пресс-формы и установку вакуумной системы). При этом режим отверждения связующего остается технологически обоснованным: температурный режим формования (150°C в течение 4 ч) и скорость нагрева (1–2°C/мин) обеспечивают полное протекание процесса полимеризации и достижение требуемой степени отверждения материала.

Рассматриваемые результаты соответствуют современному направлению развития технологий ПКМ, ориентированному на снижение дефектности, повышение воспроизводимости, автоматизацию выкладки и расширение применения неразрушающего контроля. В отличие от решений, основанных преимущественно на повышении внешнего давления или усложнении вакуумной схемы, предложенный подход переносит функцию распределенного давления на внутреннюю оправку, что целесообразно для тонкостенных оболочек переменной кривизны. Сравнительная расчетно-технологическая оценка традиционной и усовершенствованной схем формования представлена на рис. 3.

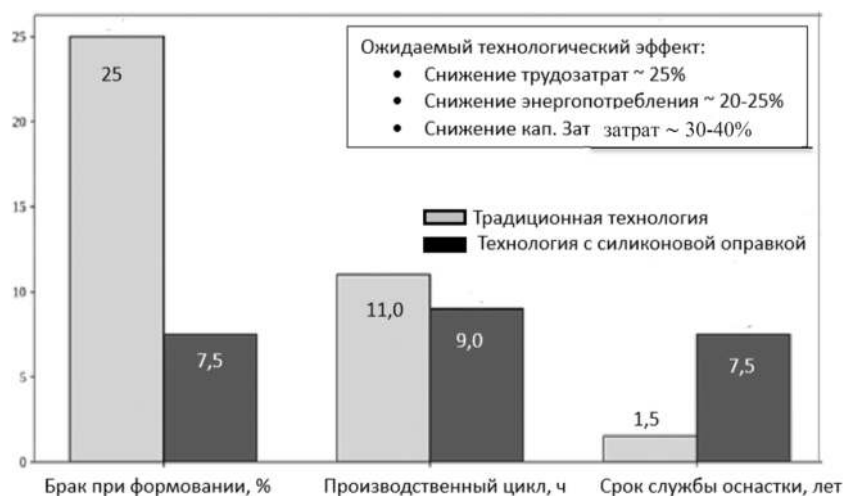


Рис. 3. Сравнительная расчетно-технологическая оценка традиционной схемы формования и схемы с силиконовой оправкой

Выводы

1. Представлено технологическое обоснование изготовления лопасти винта вертолета из конструкционных ПКМ, основанное на применении силиконовой формообразующей оправки, создающей распределенное давление на пакет препрега при нагреве.

2. Выполнена сравнительная оценка традиционной технологии, где в качестве заполнителя применяется сжатый пенопласт, позволяющий создавать нужное давление на внутренние слои препрега [6], и усовершенствованной технологии изготовления лопасти винта вертолета из полимерных композиционных материалов по дефектности, энергоемкости, ресурсу оснастки, трудоемкости и продолжительности производственного цикла.

3. Основными ограничениями традиционного процесса являются риск разгерметизации пресс-камеры, неравномерность давления на поверхностях двойной кривизны, высокая энергоемкость и повышенный уровень дефектности при формовании.

4. Применение силиконовой оправки обеспечивает более стабильное уплотнение препрега,

повышает точность воспроизведения аэродинамического профиля и снижает вероятность образования пористости, складок и локальных расслоений.

5. Сравнительная технологическая оценка показывает возможность снижения брака с 20–30 до 5–10%, сокращения трудоемкости примерно на 25%, уменьшения энергопотребления на 20–25% и увеличения ресурса формообразующей оснастки до пяти раз при соблюдении заданных режимов изготовления.

6. Перспективными направлениями дальнейших исследований являются подбор состава силиконового компаунда с введением армирующих наполнителей для повышения износостойкости оправки, экспериментальная верификация давления формования и внедрение автоматизированных средств контроля качества.

7. Предложенная технологическая схема может быть использована не только при изготовлении лопастей винтов вертолетов, но и при производстве других оболочечных элементов из ПКМ: элементов планера беспилотных летательных аппаратов, лопастей ветроэнергетических установок, обтекателей и воздухозаборников [27, 28].

Конфликт интересов / Conflict of Interests

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

Список источников / References

1. Paek SW, Balasubramanian S, Stupples D. Composites additive manufacturing for space applications: A review. *Materials*. 2022;15(13):4709. DOI: 10.3390/ma1513470
2. Wang X, Ma Y, Wang L, et al. Advances in the optimization design study for aircraft composite structure. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*. 2018;48(1):014602. DOI: 10.1360/SSPMA2017-00043
3. Towsyfy H, Biguri A, Boardman R, et al. Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020;33(3):771–791. DOI: 10.1016/j.cja.2019.09.017
4. Mohamed MH, Wetzel KK. 3D woven carbon/glass hybrid spar cap for wind turbine rotor blade. *Journal of Solar Energy Engineering*. 2006;128(4):562–573. DOI: 10.1115/1.2349543
5. Salifu S, Desai D, Ogunbiyi O, et al. Recent development in the additive manufacturing of polymer-based composites for automotive structures – a review. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2022;119(11):6877–6891. DOI: 10.1007/s00170-021-08569-z
6. Гусев Ю.А., Усачева М.Н., Парахин И.В. и др. Применение композиционных материалов и полимерного заполнителя в конструкции лопасти вертолета // Труды ВИАМ. 2025. № 9(151). С. 50–62. DOI: 10.18577/2307-6046-2025-0-9-50-62
Gusev YuA, Usacheva MN, Parakhin IV, et al. Application of composite materials and polymer filler in a helicopter blade design. *Trudy VIAM*. 2025(9):50–62. (In Russ.).
7. Гребеников А.Г., Дьяченко Ю.В., Коллеров В.В. и др. Конструктивно-технологические особенности несущих поверхностей вертолета из полимерных композиционных материалов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2019. № 84. С. 11–21.
Grebennikov AG, Dyachenko YuV, Kollerov VV, et al. Design and technological features of helicopter lifting surfaces made of polymer composite materials. *Otkrytye informatsionnye i kompyuternye integrirovannye tekhnologii*. 2019(84):11–21. (In Russ.).
8. Бокхоева Л.А., Пнев А.Г., Дамдинов Т.А. Моделирование и технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Системы. Методы. Технологии. 2011. № 2(10). С. 16–20.
Bokhoeva LA, Pnev AG, Damdinov TA. Modeling and fabrication method of a helicopter blade made from composite materials. *Sistemy. Metody. Tekhnologii*. 2011(2):16–20. (In Russ.).

9. Al-Furjan M, Shan L, Shen X, et al. A review on fabrication techniques and tensile properties of glass, carbon, and Kevlar fiber reinforced polymer composites. *Journal of Materials Research and Technology*. 2022;19(3):2930-2959. DOI: 10.1016/j.jmrt.2022.06.008
10. Irving PE, Soutis C (eds). *Polymer composites in the aerospace industry*. 2nd ed. Cambridge: Woodhead Publishing; 2019. 690 p.
11. Rodriguez-Garcia V, Herraiz M, Martínez V, et al. Interlaminar and translaminar fracture toughness of automated manufactured bio-inspired CFRP laminates. *Composites Science and Technology*. 2022 219(6):109236. DOI: 10.1016/j.compscitech.2021.109236
12. Kumekawa N, Mori Y, Tanaka H, et al. Experimental evaluation of variable thickness 3D printing of continuous carbon fiber-reinforced composites. *Composite Structures*. 2022;288(3):115391. DOI: 10.1016/j.compstruct.2022.115391
13. Hanafee Z, Khalina A, Norkhairunnisa M, et al. The effect of different linear robot travel speed on mass flowrate of pineapple leaf fibre (PALF) automated spray up composite. *Composites Part B: Engineering*. 2019;156:220-228. DOI: 10.1016/j.compositesb.2018.08.090
14. Senthil K, Arockiarajan A, Palaninathan R, et al. Defects in composite structures: Its effects and prediction methods – a comprehensive review. *Composite Structures*. 2013;106(2):139-149. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.06.008
15. Абибов А.Л. Применение конструкционных пластмасс в производстве летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1971. 192 с.
Abibov AL. *Application of structural plastics in aircraft production*. Moscow: Mashinostroenie; 1971. 192 p. (In Russ.).
16. Резниченко В.И. Изготовление лопастей из неметаллических материалов. М.: МАИ, 1977. 63 с.
Reznichenko VI. *Manufacturing of blades from non-metallic materials*. Moscow: MAI; 1977. 63 p. (In Russ.).
17. Слюсарь Б.Н., Флек М.Б., Гольдберг Е.С. и др. Технология вертолетостроения. Технология производства лопастей вертолетов и авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. Ростов-на-Дону: Изд-во ЮНЦ, 2013. 230 с.
Slyusar' BN, Flek MB, Gol'dberg ES, et al. *Helicopter technology. Technology for the production of helicopter blades and aircraft structures from polymer composite materials*. Rostov-on-Don: YuNTs; 2013. 230 p. (In Russ.).
18. Попов Ю.О., Колокольцева Т.В., Хрульков А.В. Новое поколение материалов и технологий для изготовления лонжеронов лопастей вертолета // Авиационные материалы и технологии. 2014. № S2. С. 5–9. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-s2-5-9
Popov YuO, Kolokol'tseva TV, Khrul'kov AV. The new generation of materials and technologies for helicopter blade spars. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*. 2014(S2):5–9. (In Russ.).
19. Бохоева Л.А., Рогов В.Е. Разборная оснастка для изготовления консоли крыла беспилотного летательного аппарата. Патент RU 192733 U1. Бюл. № 27, 27.09.2019.
Bokhoeva LA, Rogov VE. *Disassemblable tooling for manufacturing the wing console of an unmanned aerial vehicle*. Patent RU 192733 U1. Bull. 27, 27.09.2019. (In Russ.).
20. Пнев А.Г., Федоров А.В., Номоев А.В. и др. Устройство для термокомпрессионного формования изделий из полимерных композиционных материалов. Патент RU 95311 U1. Бюл. № 18, 27.06.2010.
Pnev AG, Fedorov AV, Nomoev AV, et al. *Device for thermocompression forming of polymer composite products*. Patent RU 95311 U1. Bull. 18, 27.06.2010. (In Russ.).
21. Губарев Б.А., Шегас С.Л., Каюмов С.В. Лопасть несущего винта вертолета и способ изготовления лопасти из композиционного материала. Патент RU 2541574 C1. Бюл. № 5, 20.02.2015.
Gubarev BA, Shegas SL, Kajumov SV. *Helicopter rotor and production of rotor from composites*. Patent RU 2541574 C1. Bull. 5, 20.02.2015. (In Russ.).
22. Бохоева Л.А., Пнев А.Г., Филиппова К.А. Разработка алгоритма автоматической обработки результатов эксперимента образцов из композиционных материалов с дефектами // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2010. № 4. С. 10–16.
Bokhoeva LA, Pnev AG, Filippova KA. Development of an algorithm for automatic processing of experimental results of samples from composite materials with defects. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*. 2010(4):10-16. (In Russ.).
23. Oliver WC, Pharr GM. Measurement of hardness and elastic modulus by instrumented indentation: Advances in understanding and refinements to methodology. *Journal of Materials Research*. 2004;19(1):3-20. DOI: 10.1557/jmr.2004.0002
24. Рогов В.Е., Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю. и др. Оценка процесса роста усталостных трещин в лопастях винта вертолета // Интернет-журнал «Науковедение». 2017. Т. 9. № 2. URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/80TVN217.pdf>
Rogov VE, Bokhoeva LA, Kurokhtin VYu, et al. Assessment of fatigue crack growth in helicopter rotor blades. *Internet-zhurnal Naukovedenie*. 2017;9(2). (In Russ.).
25. Бохоева Л.А., Пнев А.Г., Дамдинов Т.А. Моделирование и технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Вестник машиностроения. 2007. № 1. С. 36–41.
Bokhoeva LA, Pnev AG, Damdinov TA. Modeling and manufacturing technology of helicopter blades from composite materials. *Vestnik mashinostroeniya*. 2007(1):36-41.

26. Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Перевалов А.В. и др. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7–16.
Bokhoeva LA, Kurokhtin VYu, Perevalov AV, et al. Helicopter structural elements and components fatigue resistance tests. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(1):7–16. (In Russ.).
27. Бохоева Л.А., Балданов А.Б., Чермошенцева А.С. Разработка оптимальной конструкции многослойной консоли крыла беспилотного летательного аппарата с экспериментальным подтверждением // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 65–75. DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75
Bokhoeva LA, Baldanov AB, Chermoshentseva AS. Optimal structure of multi-layer wing console of unmanned aerial vehicle with experimental validation. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):65–75. (In Russ.).
28. Дорошенко Н.И., Чурсова Л.В. Эволюция материалов для лопастей вертолетов // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 2. С. 16–18.
Doroshenko NI, Chursova LV. Evolution of materials for helicopter blades. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*. 2012(2):16–18. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 21.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 03.06.2026
Принята к публикации / Accepted 26.08.2026