

doi: 10.32620/oikit.2019.84.01

УДК 629.735.45.025-027.3:
620.22-419

А.Г. Гребеников, Ю.В. Дьяченко, В.В. Коллеров,
И.В. Малков, Н.И. Москаленко*, В.А. Урбанович

Конструктивно-технологические особенности несущих поверхностей вертолета из полимерных композиционных материалов

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»
АО «Мотор Сич»

Проведен анализ зарубежного и отечественного опыта применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях несущих поверхностей (НП) вертолета (лопастей, крыла, стабилизатора, киля), а также технологических особенностей изготовления таких конструкций. Отмечены конструктивно-технологические и эксплуатационные преимущества и недостатки композитных лопастей по сравнению с цельнометаллическими лопастями (ЦМЛ). Рассмотрены конструктивно-силовые схемы композитных лопастей несущего винта (НВ) вертолета, а также схемы специальных стыковочных узлов лопасти НВ и пакета ПКМ. Представлена маршрутная схема изготовления композитной лопасти вертолета, проанализированы технологические особенности изготовления композитного лонжерона лопасти методами выкладки и намотки. Приведены схема и маршрутная технология изготовления хвостового отсека лопасти, в том числе схемы выкладки и формования композитных обшивок и нервюр. Отмечена эффективность оборудования для автоматического раскроя рулонного препрега и ручной выкладки слоев препрега с помощью лазерного проектора. Приведены технологические задачи специального программного обеспечения для выкладочного оборудования с ЧПУ. Представлены технологические переходы общей сборки-склейки композитной лопасти вертолета в стапеле. Даны рекомендации по методике изготовления моноблочной конструкции НП типа крыла, килевой балки и стабилизатора вертолета из ПКМ методом автоматизированной намотки. Предложена схема армирования поверхности, позволяющая получить переменную от корневой к концевой нервюре толщину стенки. Определены траектории перемещения рабочих органов трехкоординатного намоточного станка с ЧПУ для их реализации. Показан вариант компьютерного моделирования этапов укладки армирующей ленты на технологическую оправку. Представлена технология изготовления крыла малого удлинения из ПКМ методом автоматизированной намотки.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, полимерные композиционные материалы, препрег, технология, метод выкладки, метод намотки, сборка.

Введение

Работы по применению ПКМ в конструкции планеров самолетов и вертолетов начались с середины XX века. Исследования, выполненные рядом авиастроительных фирм, показали, что применение ПКМ в конструкции самолетов и вертолетов 80-х годов позволяет не только значительно снизить их массу и стоимость, но и повысить живучесть, эксплуатационную технологичность.

В то время ПКМ применяли прежде всего во второстепенных конструкциях – таких, как управляющие поверхности, зализы, обтекатели и двери, но не в силовых элементах конструкции, воспринимающих значительные нагрузки. Это было вызвано прежде всего слабой изученностью композитов, отсутствием до-

стоверных методов их расчета, а также нестабильностью характеристик и многими другими факторами.

Однако применение ПКМ в конструкции самолетов и вертолетов, прежде всего планеров, было столь заманчивым, что в конце 70-х годов XX века правительство США по заказу ВВС выделило средства на исследования и затем по контракту с Лабораторией прикладных технологий Армии США (U.S. Army Applied Technology Laboratory), компании Sikorsky Aircraft и Bell Helicopters провели программу Advanced Composite Airframe Program (ACAP) для демонстрации потенциала снижения массы и стоимости вертолёта [1, 2].

Обе фирмы видели преимущества применения ПКМ в максимальной интегральности конструкции за счет минимизации продольного и поперечного силового наборов, внедрения в конструкцию крупногабаритных композитных панелей, широкой номенклатуры ПКМ (углепластики, стеклопластики, кевлар) в зависимости от нагруженности конструктивных элементов и их вклада в общую прочность и несущую способность (рис. 1).

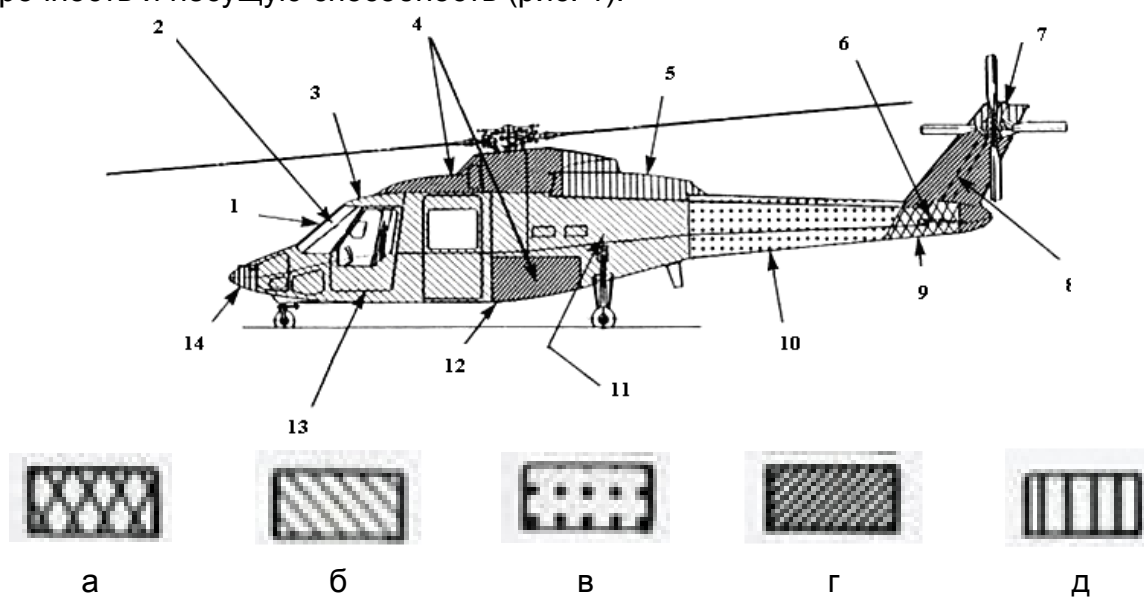


Рис. 1. Использование ПКМ в конструкции современного вертолета:
 а – графит (ткань); б – кевлар/графит - армирование; в – графит - намотка нитью; г – кевлар сендвич/графит - армирование; д – кевлар (ткань);
 1 – каркас лобового стекла, графит (пултрузия); 2 – лобовое стекло; 3 - потолочная панель; 4 – обтекатели главного редуктора и топливных отсеков; 5 - обтекатель силовой установки; 6 – стабилизатор; 7 – киль; 8 - лонжерон кия (намотка); 9 - обтекатель стабилизатора; 10 - хвостовая балка цельномотаная; 11 – цельная интегральная переборка; 12 -интегральная рама крепления топливных баков; 13 – дверь; 14 - носовой обтекатель

Холдинг «Вертолёты России» принял программу технологического развития производства для изготовления конструкций вертолётов из ПКМ [3, 4, 5, 6] для решения следующих задач:

- освоение производства изделий из ПКМ для обеспечения серийного выпуска вертолётов Ми-38, Ансат, Ми-171А2, Ка-62, Ка-52К, Ми-28Н/НМ, Ми-35М (рис. 2, 3, 4);

- повышение технологического уровня производственного оборудования для обеспечения качества и надёжности изготовления изделий из ПКМ.

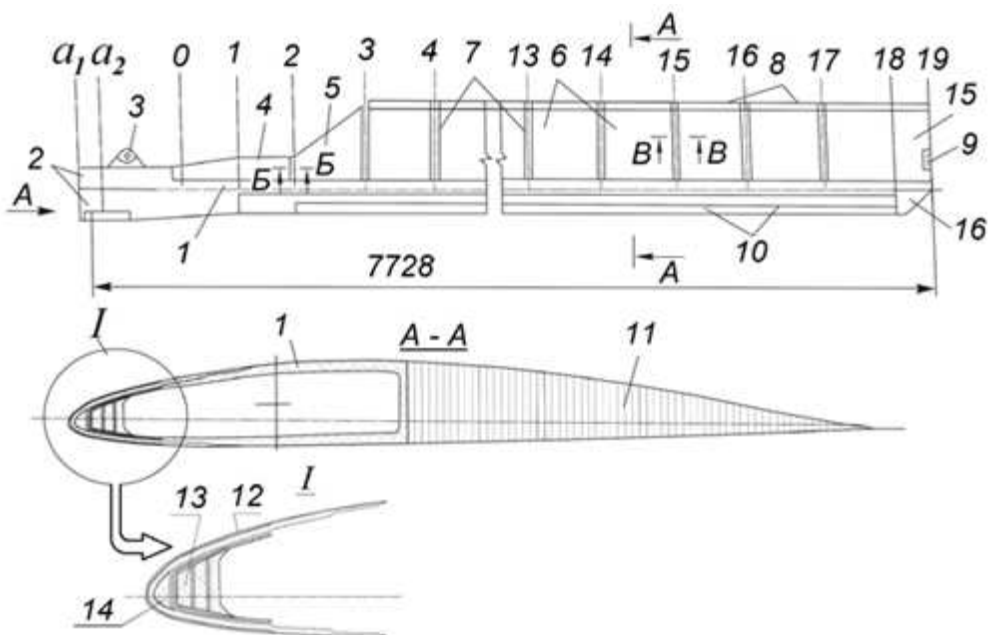


Рис. 2. Общий вид лопасти несущего винта из ПКМ вертолета Ми-28:
 1 – лонжерон; 2 – стыковочные отверстия лопасти с втулкой несущего винта;
 3 – кронштейн крепления демпфера втулки НВ; 4 – обтекатель комлевой;
 5 – отсек комлевой; 6 – отсеки хвостовые; 7 – межотсечные вкладыши; 8 – пластины; 9 – контурный огонь; 10 – оковки; 11 – сотовый наполнитель; 12 – противообледенительная система; 13 – противовес; 14 – жгут противообледенительной системы; 15 – хвостовая часть законцовки; 16 – носовая часть законцовки

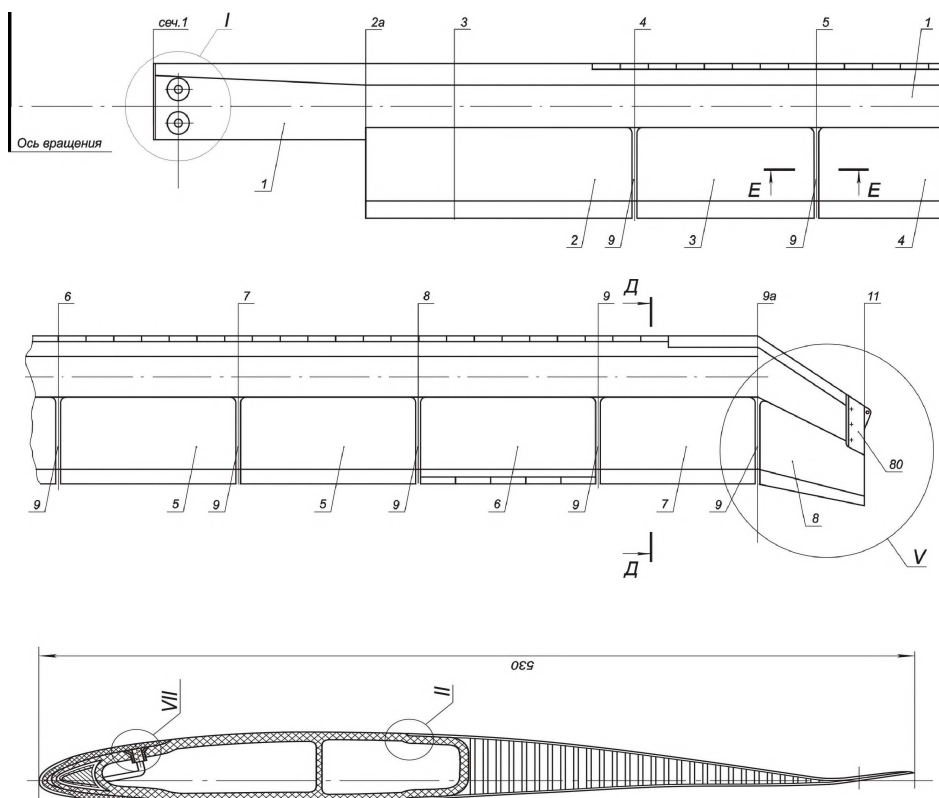


Рис. 3. Фрагменты конструкции лопасти НВ из ПКМ вертолета Ка-50

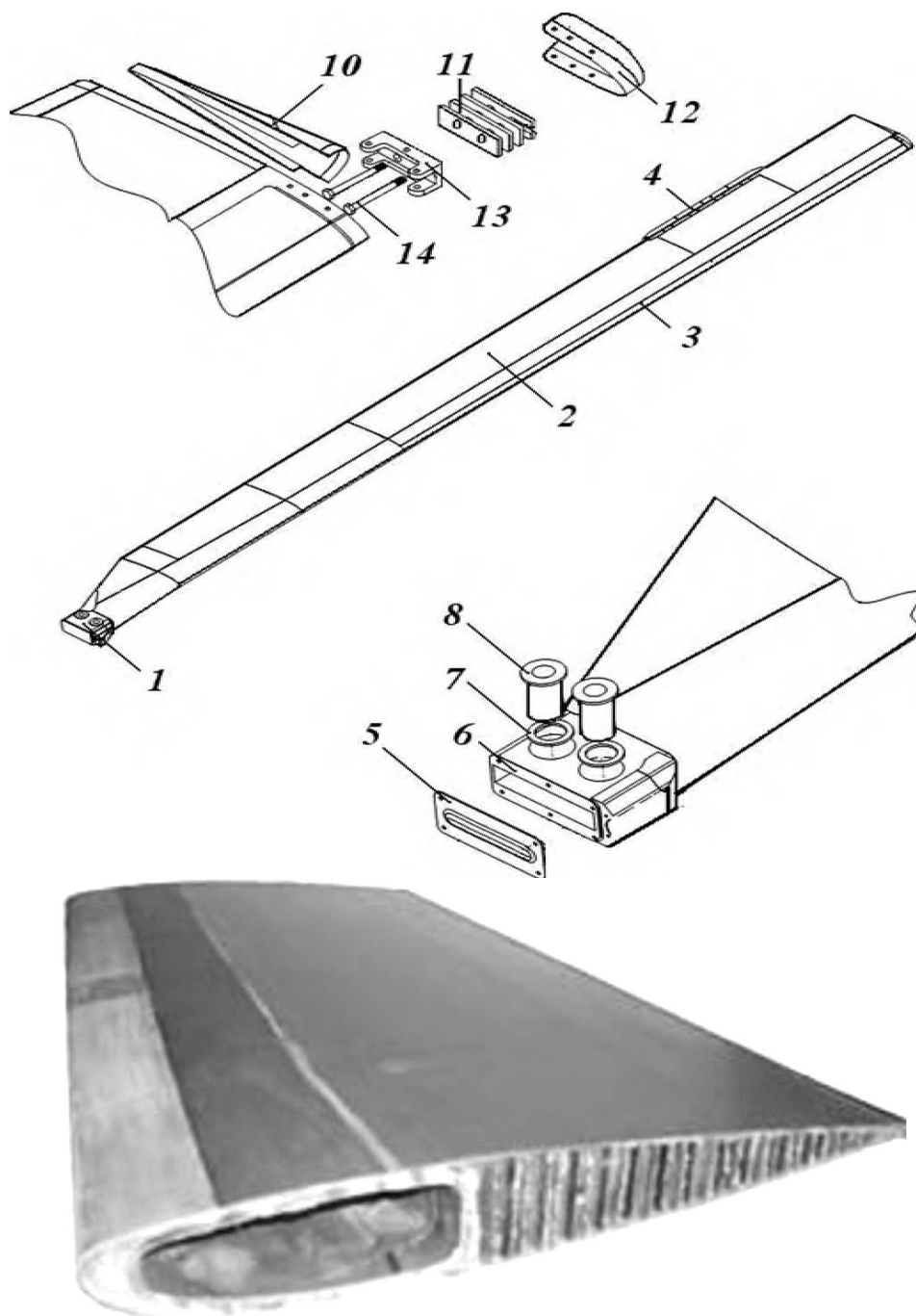


Рис. 4. Фрагменты конструкции лопасти НВ из ПКМ вертолета «АНСАТ-У» [7]: 1 - комлевый наконечник; 2 - хвостовая секция; 3 - накладка для защиты от абразивного износа; 4 - триммерные пластины; 5 - крышка; 6 - торец лонжерона; 7 - шайба; 8 - втулка под стыковочный болт; 10 - концевой обтекатель; 11 - балансировочные грузы; 12 - обтекатель; 13 - кронштейн крепления балансировочных грузов; 14 - болт крепления балансировочных грузов

ПАО «Мотор Сич» планирует серийное производство вертолета МСБ-2 и разработку вертолета МСБ-6 «Атаман» с большим объемом использования ПКМ в конструкции [4, 5].

Для получения наибольшего эффекта от внедрения в конструкцию ПКМ проектирование вертолета должно вестись с учетом особенностей этих мате-

риалов. Применение однонаправленных структур, которые формируются методом намотки, позволяет на 20...30% повысить степень реализации прочности исходных армирующих материалов по сравнению с ткаными структурами [8, 9].

В конструкциях лопастей НВ вертолетов применяют арамидные, стеклянные наполнители и их гибридные смеси, которые представляют собой нетканую ленту (препрег) из параллельно уложенных волокон и связующего горячего отверждения на основе эпоксидных смол.

Наиболее перспективными материалами для изготовления лопастей несущих винтов являются стеклопластики потому, что они имеют предел прочности до 800 МПа. Преимущества стеклопластика заключаются также в том, что из него могут изготавливаться изделия, имеющие сложную геометрическую форму. Это дает возможность использовать в полной мере новые аэродинамические результаты исследований. Свойства материалов, применяемых в лопастях НВ вертолетов, приведены в таблице.

Свойства материалов, применяемых в лопастях НВ вертолетов

Конструкционный материал	ρ , кг/м ³	σ_B , МПа	σ_{-1} , МПа	$E \times 10^{-3}$, МПа
Сталь	7800	1100	300	210
Авиаль	2790	330	65	72
Стеклопластик ЭФ-32-301	1850	500	120	30
Стеклопластик СК-5-211Б	1950	1000	180	50
Углепластик	1400	800	360	120

Элементы экспериментальных лопастей несущего винта изготовлены из композиционных материалов фирмой Boeing Vertol, применена технология намотки, а именно, однонаправленный лонжерон (изнутри и снаружи - перекрестная намотка, обеспечивающая сопротивление кручению), перекрестно-армированная обшивка, клиновидная законцовка задней кромки (однонаправленная и перекрестная намотка), балансировочные грузы (перекрестная намотка с переменной плотностью) [7].

Применение новых композитных лопастей позволяет снизить массу пустого вертолета на 12...24%, увеличить на 40% его перегоночную дальность полета по сравнению с вертолетом с металлическими лопастями, а также уменьшить массу лопасти и статический прогиб. Изгибную и крутильную жесткость, а также массу лопасти можно точно подобрать во всех сечениях по длине путем рациональной укладки слоев, изменением направления волокон, числа и плотности их в лонжероне и в обшивках.

Выбор параметров агрегатов вертолетов осуществляется на этапе общего проектирования с помощью метода интегрированного проектирования, который охватывает проектирование и компьютерное параметрическое трехмерное моделирование (3D-модели) конструкции винтокрылого летательного аппарата в целом и отдельных ее узлов. Это дает возможность быстрого внесения изменений в модель на стадии проектирования, доводки конструкции в ходе испытаний и при разработке модификаций [1, 5].

Целью данной работы является анализ конструктивно-технологических особенностей создания несущих поверхностей вертолета (лопастей НВ, крыла, стабилизатора, киля) из ПКМ и обоснование необходимости их изготовления методом автоматизированной намотки.

Анализ конструктивно-технологических особенностей лопастей вертолета из ПКМ

Лопасть вертолета представляет собой исключительно сложное изделие с точки зрения, как конструкции, так и технологий изготовления, включающих многообразие материалов, компонентов, видов обработки, контроля и испытаний.

ПКМ составляют основную часть применяемых в конструкции современных лопастей вертолета материалов. Их применение требует создания новых методов проектирования и разработки новых технологических процессов и средств оснащения. При этом следует обеспечить их преемственность в опытном и серийном производстве.

Это объясняется тем, что в конструкциях из ПКМ технология является принадлежностью конструкции и в значительной мере определяется составом и типом оснастки для их изготовления. Поэтому принципиальные технологические решения для серийного производства должны быть отработаны на этапе постройки опытных образцов изделий авиационной техники [10, 11, 12, 13].

Лопасть НВ вертолета из ПКМ состоит в общем виде из носовой части 1, лонжерона 2, хвостовых отсеков 3, стреловидной законцовки 4, элементов усиления стыковых отверстий 5 и узла крепления лопасти 6 (рис. 5).

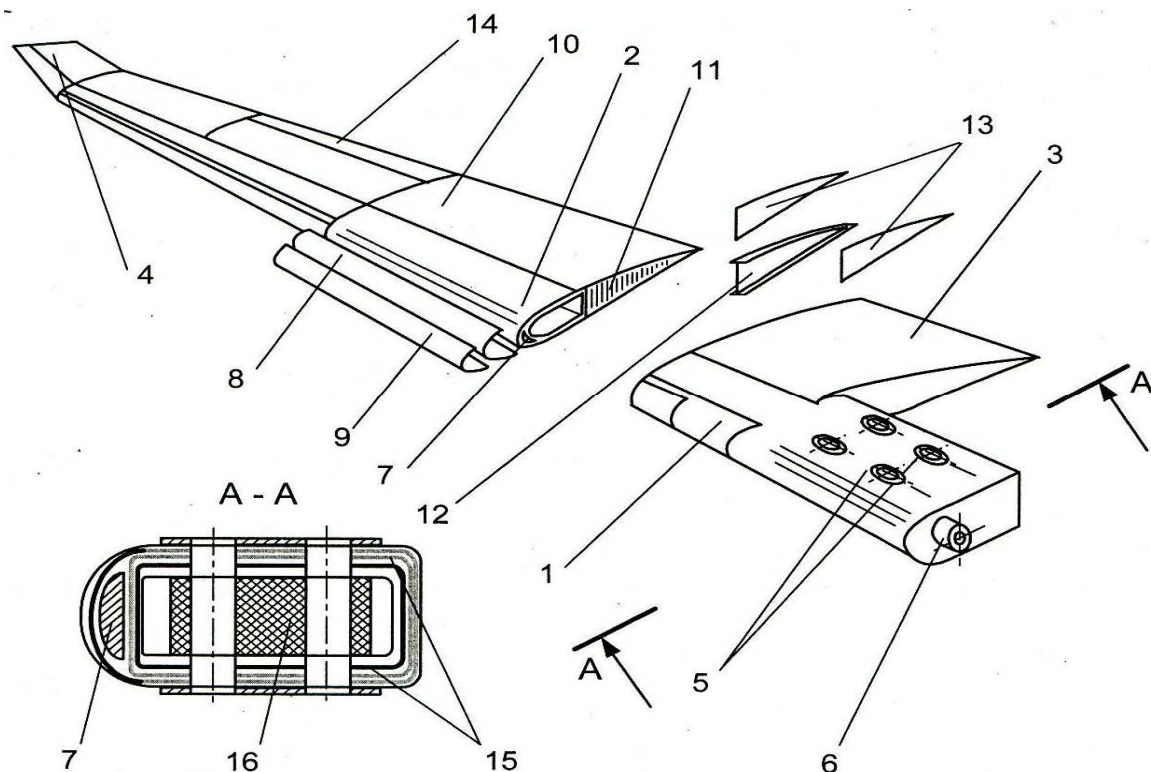


Рис. 5. Типовая схема компоновки композитной лопасти НВ вертолета:
1 – носок лопасти; 2 – лонжерон; 3 – хвостовые отсеки; 4 – стреловидная законцовка; 5 – втулки стыковых отверстий; 6 – узел крепления; 7 – центровочный груз; 8 – нагревательный элемент ПОС; 9 – противоэрозийная накладка; 10 – обшивка; 11 – сотовый наполнитель; 12 – нервюры; 13 – резиновые вкладыши; 14 – триммерная пластина; 15 – титановая фольга; 16 – вкладыш

Основным силовым элементом лопасти является лонжерон 2 из стеклопластика с переменным по длине сечением, подкрепленный в месте установки узла крепления лопасти 6 элементами усиления стыковых отверстий интегральной конструкцией (титановая фольга и стеклоткань) [12].

Носовая часть лонжерона включает в себя центровочный груз 7, нагревательный элемент противообледенительной системы 8 и окровку 9 из титанового сплава для защиты от абразивного износа. В конструкцию хвостового отсека лопасти 3 входят: обшивки 10 из органита, сотоблок 11 из полимерсотопласта и нервюры 12 из органита. Между хвостовыми отсеками установлены резиновые вкладыши 13.

Лопать рулевого винта (РВ) имеет аналогичную конструкцию, только хвостовой отсек выполнен неразрезным.

Развитие технологии полимерных композиционных материалов (ПКМ) определило направление ряда программ по разработке композитных лопастей НВ для новых вертолетов, реализуемых в США, странах Европы и России.

Это программы «Лопать», «Эластомер», JVX (Joint Services Advanced Vertical Lift Aircraft), LHX (Light Helicopter), BERP (British Experimental Rotor Program) [14, 15, 16, 17].

Кроме того, целью данных программ является модернизация несущих систем эксплуатируемых вертолетов (Ми-24, АН-64, СН-53Е и др.), что позволяет значительно увеличить срок их службы и коэффициент полезного действия, улучшить динамические характеристики, до 40 % уменьшить количество элементов конструкции лопасти НВ.

Конструктивно-технологические решения (КТР), закладываемые в композитную лопасть в процессе проектирования и изготовления вертолета, определяют ее упругомассовые характеристики, качество и надежность. Применение ПКМ обеспечивает широкие возможности управления жесткостными характеристиками лопасти НВ в процессе изготовления варьированием: компонентов композита; степени армирования; ориентации слоев армирующего материала; режимов отверждения и способа изготовления (рис. 6).

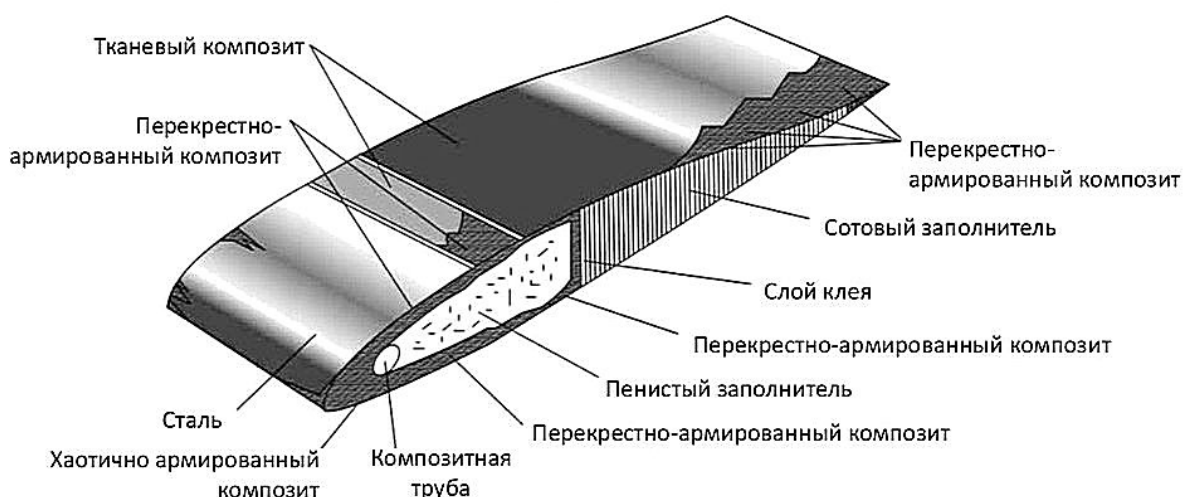


Рис. 6. Схема применения ПКМ в лопасти НВ современного вертолета

Применение ПКМ в конструкции лопасти НВ обуславливает

необходимость учета их специфических особенностей при проектировании: анизотропии свойств, а также высоких удельных характеристик прочности, жесткости и демпфирования.

Высокие удельные характеристики жесткости, прочности, выносливости ПКМ, живучесть и приемлемая технологичность позволяют рассматривать их не только как перспективные материалы для лопастей НВ, но и как основные, применение которых подтверждено надежностью эксплуатации.

Относительно высокие характеристики удельной жесткости обуславливают более высокие значения собственных частот композитных конструкций по сравнению с металлическими. Повышенная вязкость ПКМ определяет высокие демпфирующие характеристики и анизотропию диссипативных свойств композитных конструкций [18, 19].

Следует заметить, что стоимость ПКМ достаточно велика, однако применение композитов позволяет существенно снизить массу конструкции (в различных элементах – от 10 до 40%), уменьшить количество деталей и крепежных элементов. Реализация этой возможности позволяет не только компенсировать повышенную стоимость ПКМ, но и фактически привести к снижению общей стоимости лопасти.

Среди возможных конструктивно-технологических и эксплуатационных преимуществ композитных лопастей НВ по отношению к ЦМЛ выделяют:

- высокую выносливость и коррозионную стойкость;
- получение более гладкой поверхности лопасти с более сложным, но точным распределением геометрических параметров по ее длине;
- снижение концентрации напряжений в сопрягаемых элементах;
- обеспечение уменьшения массы (до 30 %);
- уменьшение стоимости производства и эксплуатации;
- большой срок службы (возможность эксплуатации «по состоянию»);
- высокую боевую живучесть.

Наряду с явными преимуществами композитных лопастей НВ по отношению к ЦМЛ следует учитывать недостатки:

- высокие трудозатраты на проектирование (стоимость работ до изготовления опытной лопасти из ПКМ составляет ~\$100 тыс.);
- большую, по сравнению с металлами, себестоимость компонентов ПКМ;
- низкую сдвиговую жесткость тонкостенных элементов;
- ползучесть при длительном нагружении;
- изменение физико-механических свойств ПКМ со временем и значительную их зависимость от температуры;
- низкую эрозионную стойкость.

Процесс конструирования лопасти НВ заключается в определении жесткостных, массовых и геометрических характеристик основных ее конструктивных элементов. При этом приходится решать сложные конструктивно-технологические задачи, учитывая противоречивые требования, и прежде всего – требования обеспечения высокой усталостной прочности и ресурса [18, 19].

Конструктивно-силовые схемы композитных лопастей

При выборе конструктивно-силовой схемы (КСС) лопасти необходимо определить все конструктивные элементы по их функциональному назначению. В общем случае лопасть НВ состоит из лонжерона и обшивки. Возможно наличие нервюр и стрингеров или их эквивалентов.

Наибольшее распространение в конструкции лопастей НВ современных скоростных и маневренных вертолетов всех схем получили контурные лонжероны, в которых в отличие от трубчатых лонжеронов сосредоточена большая доля общей погонной массы сечения [4, 10]. Внешняя поверхность лонжеронов указанного типа служит аэродинамическим профилем лопасти.

Контурный лонжерон вписан в переднюю часть профиля. Это позволяет разнести материал на максимальное расстояние от осей жесткости, что увеличивает жесткость лопасти, снижает действующие напряжения и, следовательно, позволяет снизить ее массу. Для контроля усталостного разрушения материала применяют так называемую систему сигнализации повреждений лонжерона. Использование контурных лонжеронов позволяет уменьшить массу противоблаттерных грузов, так как сам лонжерон представляет собой значительную массу, сосредоточенную в передней части лопасти. Данный тип лонжеронов дает возможность реализовать максимальную жесткость как на изгиб, так и на кручение.

У лопастей НВ из ПКМ внешний слой (как конструктивный элемент) считается обшивкой, передающей внешнюю нагрузку на внутренний каркас в виде силового элемента – композитного лонжерона (рис. 7).

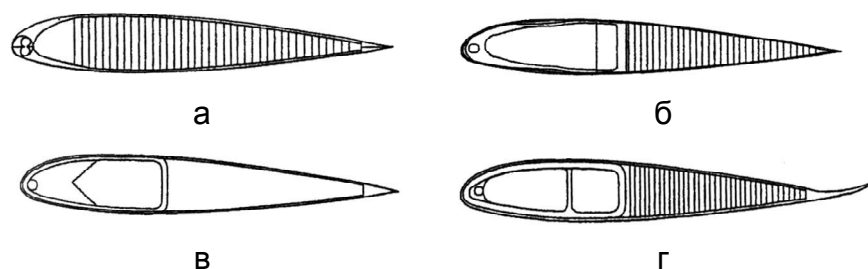


Рис. 7. Конструктивно-силовые схемы поперечного сечения лопастей из ПКМ: а – Н-16 Piasecki; б – Sea king, Westland 30, Lynx, EH-101A; в – AS.335 Ecureuil, AS.365 Dofen; г – Ка-50, Ка-52, Ми-43

Сравнительно тонкая, слабо подкрепленная обшивка хвостовой секции лопасти преимущественно работает на изгиб вдоль хорды лопасти и на сдвиг перпендикулярно хорде лопасти от местной аэродинамической нагрузки.

Если обшивка неразрезная по длине лопасти, то она работает на частичное восприятие крутящего момента, изгибающего момента и перерезывающей силы (и продольной силы) по длине лопасти. Обшивка является наиболее нагруженным элементом конструкции хвостового отсека. Она передает на лонжерон центробежную силу отсека, изгибающие моменты, создаваемые аэродинамическими и инерционными силами, и деформируется в зоне прикрепления вместе с лонжероном. Конструкция хвостовых отсеков лопасти может исключать участие обшивки в работе при изгибных колебаниях лопасти, понижая переменные напряжения в материале обшивки.

Лопасть фирмы Boeing Vertol для вертолета CH-47A «Chinook» имеет массу 123 кг. Обшивка, лонжерон, стрингер, нервюры и законцовка выполнены из стеклопластика Скотчплай-1002 (обшивка и нервюры – из переплетенной ткани, а лонжерон и стрингер – из однонаправленной). Материал Скотчплай-1002 фирмы Миннесота Майкинг энд Маньюфэкчеринг (США) представляет собой нетканую ленту (препрег) из параллельно уложенных стекловолокон и связующего горячего отверждения на основе эпоксидных смол. Наконечник лопасти впрессован в ко-

мель при формировании и обжат хомутом, установленным на эпоксидной смоле. Лонжерон изменяет сечение от круглого в комле к D-образному профилю и далее к C-образному профилю.

В рамках программы BERP фирмой Westland разработаны серии лопастей НВ из КМ. Лопастей семейства Lynx, применяемые на вертолетах Sea King, Westland 30, выполнены из стекло- и углеволокна. Лонжерон D-образной формы изготовлен из однонаправленных стекло- и углеволокон и имеет внутреннюю и внешнюю облицовку слоями волокна под углом $\pm 45^\circ$ к продольной оси. Во внутренней полости лонжерона размещен пенозаполнитель.

Для вертолета EH-101A Merlin (Westland - Agusta) разработана стеклопластиковая лопасть НВ со сложной формой лопасти и конфигурацией законцовки (BERP). Лопасть имеет изменяющуюся по длине относительную толщину профиля и аэродинамическую крутку (профили RAE 96). Отогнутая вверх хвостовая часть профиля позволяет уменьшить пикирующий момент лопасти. Двухлонжеронная КСС лопасти обладает стойкостью к разрушению и рассчитана на длительный срок службы. Лонжероны лопасти выполнены из стали, армированной углеволокном, обшивка – также из углеволокна.

На рис. 8 показано поперечное сечение лопасти НВ, изготовленного из КМ фирмой Boeing Vertol для экспериментальной оценки.

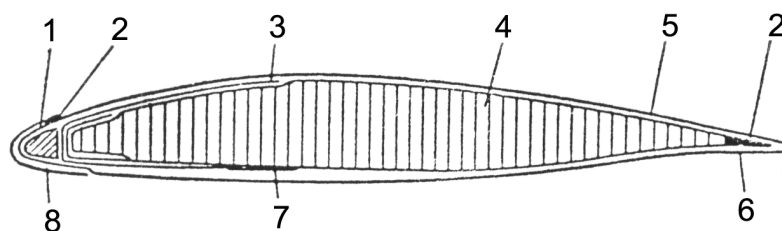


Рис. 8. Поперечное сечение лопасти из ПКМ:

1 – носовая кромка из титана; 2 – пенопласт; 3 – лонжерон; 4 – алюминиевый сотовый наполнитель; 5 – перекрестно-армированная обшивка; 6 – клиновидная законцовка задней кромки; 7 – пластина; 8 – балансировочные грузы

Увеличение жесткости в плоскости взмаха может быть достигнуто благодаря увеличению относительной толщины профиля, но в этом случае наблюдается значительное возрастание профильного сопротивления. При применении контурных лонжеронов увеличить жесткость в плоскости тяги можно путем разработки нескольких контуров (см. рис. 7, г).

Увеличение жесткости в плоскости вращения у контурных лонжеронов может быть достигнуто благодаря увеличению относительной ширины лонжерона. Однако при относительной ширине лонжерона свыше $0,4 \cdot b$ наблюдается значительное смещение назад центра масс сечения лопасти, что приводит к уменьшению запаса по флаттеру и требует установки большего по массе противофлаттерного груза.

По аналогии с плоскостью взмаха возможно увеличение жесткости в плоскости вращения лопасти путем введения нескольких горизонтальных контуров (рис. 9). Такое решение также позволяет увеличить крутильную жесткость и реализовать простое и надежное крепление комля лопасти к втулке с помощью соединения «ухо – вилка» (каждый контур автоматически образует проушину стыкового узла при намотке лонжерона из ПКМ).

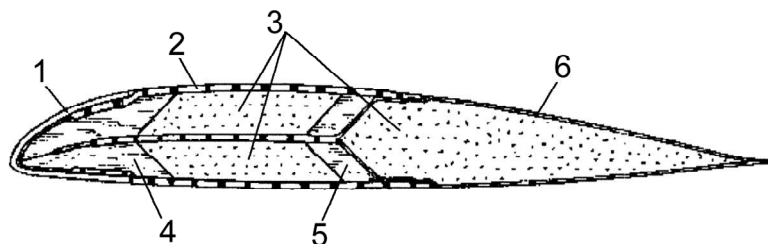


Рис. 9. Схема КСС сечения лопасти с лонжероном из двух горизонтальных контуров: 1 – пакет противоабразивной накладки и нагревателя; 2 – лонжерон с двумя горизонтальными контурами; 3 – наполнитель; 4 – передний усиливающий пояс; 5 – задний усиливающий пояс; 6 – обшивка хвостовой секции

Упругие изгибные деформации лопасти в плоскости вращения таковы, что задняя кромка лопасти, находящаяся на наибольшем удалении от оси жесткости, испытывает значительные сжимающие усилия. Для разгрузки от переменных усилий хвостовик лопасти выполняют разрезным из отдельных отсеков с резиновыми вкладышами между ними. Вкладыши предотвращают перетекание воздуха с нижней на верхнюю поверхность лопасти. Схема компоновки хвостовой части композитной лопасти НВ показана на рис. 10.

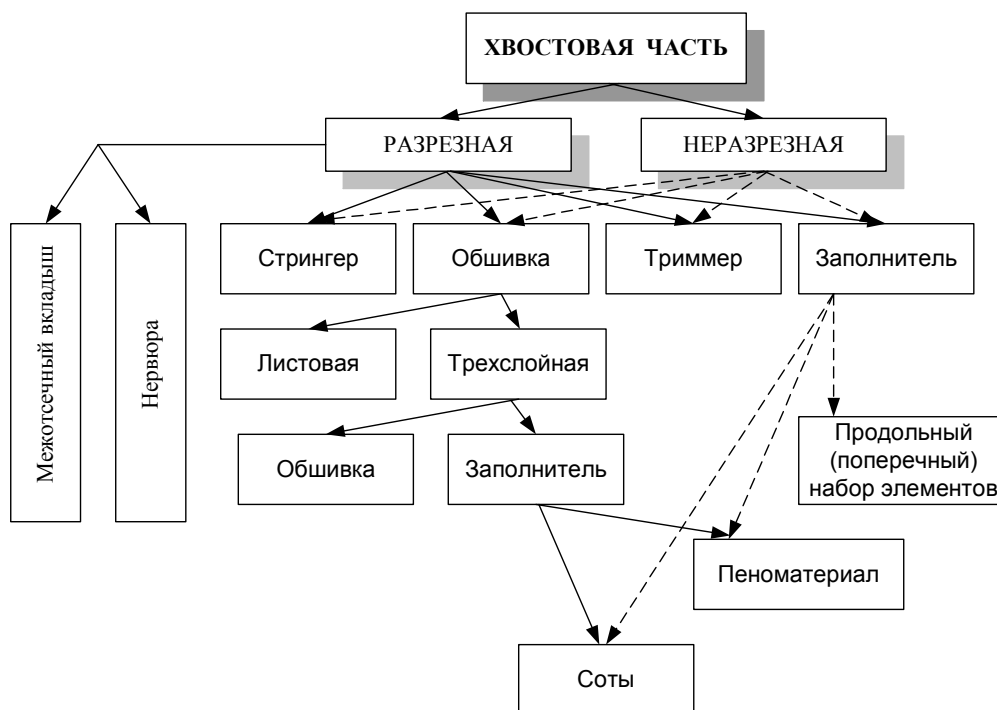


Рис. 10. Схема компоновки хвостовой части композитной лопасти НВ

Если лонжерон имеет малую жесткость в плоскости вращения НВ, то выделение таких отсеков целесообразно. Для придания жесткости задней кромке отсеков в ней установлен хвостовой стрингер. При высокой жесткости лонжерона на изгиб в плоскости вращения необходимость в таком мероприятии уменьшается. В этом случае задняя кромка может быть выполнена цельной.

В качестве примера на рис. 11 показана КСС отсеков композитных лопастей вертолета Ка-26.

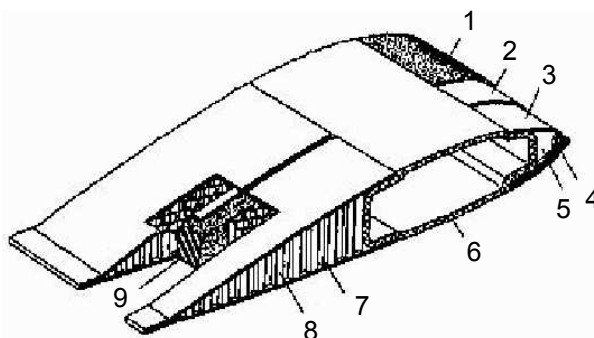


Рис. 11. КСС отсеков лопастей из ПКМ: а – типовой отсек лопасти:
 1 – резиновое покрытие; 2 – стеклопластиковый носок; 3 – оковка; 4 – канал
 ПОС; 5 – противофлаттерный груз; 6 – лонжерон; 7 – стеклопластиковая
 обшивка; 8 – сотовый наполнитель; 9 – резиновый вкладыш

Конструктивно-технологические факторы, закладываемые в изделие в процессе его изготовления, определяют упругомассовые характеристики, качество и надежность конструкции из ПКМ.

При создании лопастей из ПКМ возможно варьирование: степени армирования; ориентации армирующего материала; режимов отверждения и способов изготовления. В отличие от ЦМЛ в лопастях из ПКМ жесткостные характеристики лопасти могут задаваться в широких пределах за счет переменного угла намотки материала в лонжероне или подбором материалов с различными модулями упругости, при этом масса лопасти может оставаться неизменной.

Выбор КСС должен обеспечивать требуемые жесткостные и резонансные характеристики лопасти. В качестве наглядного примера можно привести устройство самостоятельных хвостовых отсеков в лонжеронной части лопасти. Выбор КСС лопасти осуществляется одновременно с подбором материалов и анализом возможных методов изготовления элементов конструкции.

Анализ КСС лопастей композитных несущих винтов

Особенности нагружения лопасти НВ определяют схему армирования лонжерона лопасти. Лонжерон лопасти НВ из ПКМ армируют таким образом, чтобы направление действия напряжений от растяжения и изгиба в двух плоскостях совпадало с направлением основного армирования.

Повышения крутильной жесткости лопасти НВ добиваются *укладкой* внешних слоев или обшивки под углом $\pm 45^\circ$ к оси лонжерона и (или) применением материалов с более высоким модулем упругости второго рода.

В лонжеронах лопасти НВ композитных лопастей, изготовленных *намоткой*, армирование выполняют таким образом, чтобы центробежную силу воспринимали слои с ориентацией $\pm 10...15^\circ$, а слои с укладкой $\pm 45^\circ$ обеспечивали необходимую жесткость на кручение [11, 12].

Следует отметить, что применение армирующих материалов различной податливости предусматривает необходимость анализа надежности их соединения на границе контакта. Нарушение принципа совместности деформации может привести к потере монолитности пакета ПКМ (к расслоениям) как на этапе формования, так и при эксплуатации лопастей НВ.

Заполнитель хвостовой части лопасти НВ – ячеистой конструкции или пенозаполнитель, выполненный заодно с хвостовиком (синтетическая бумага «Номекс», полимерсотопласт марки ПСП-1, пенозаполнитель и др.). В некоторых композитных лопастях НВ вертолетов применяют хвостовые секции с вертикальными перепонками и пенозаполнителем марки SA-365 [7]. Большинство серийных вертолетов имеют лопасти НВ с разрезными хвостовыми секциями, которые только передают крутящий момент и перерезывающую силу на лонжерон. Это позволяет уменьшить напряжения в обшивке, а также упростить замену хвостовых секций при повреждении и ремонте.

В целях повышения крутильной жесткости обшивку хвостовой секции выполняют с укладкой слоев $\pm 45^\circ$ к оси лонжерона (или задней кромке лопасти НВ). Поэтому для надежного соединения хвостовика с лонжероном наружные слои последнего также укладывают в направлении $\pm 45^\circ$ к оси лонжерона. Высокая сопротивляемость многослойных конструкций сжатию позволяет выполнять обшивку хвостовых секций небольшой толщины, а следовательно, снизить массу лопасти [3, 5].

Особенностью лопасти НВ из ПКМ также является то, что соединения элементов лопасти преимущественно клеевые. Наиболее распространенные – это пленочные клеи, обладающие хорошей технологичностью и высокими эксплуатационными характеристиками (ВК-25, ВК-42 и другие импортные аналоги). Использование в основе этих клеев эпоксидных и эпоксифенольных смол позволяет получать надежные соединения элементов лопасти НВ с лонжероном в процессе полимеризации [13, 14].

Применение в лопастях НВ вертолетов различных КСС должно быть обосновано как на основании анализа эксплуатационных характеристик серийных лопастей, так и в результате аналитических исследований, базирующихся на механике ПКМ [15, 16, 17, 18].

Особенности комлевой части композитной лопасти

Применение ПКМ в конструкциях лопастей НВ привело к необходимости разработки специальных стыковочных узлов (рис. 12 – 14).

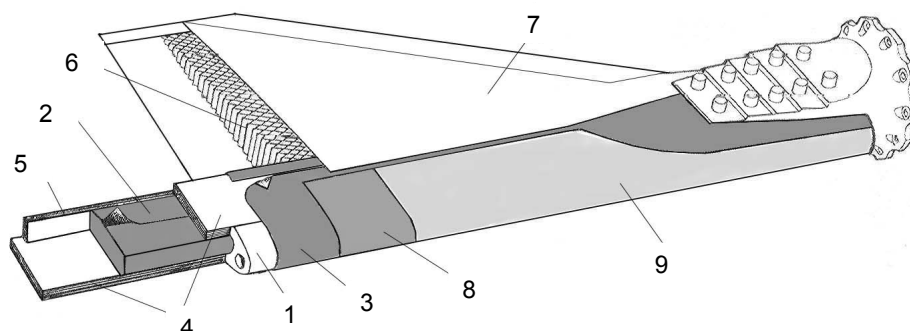


Рис. 12. Комлевой участок лопасти НВ фирмы Westland:
 1 – носок стеклопластикового лонжерона; 2 и 3 – внутренняя и внешняя укладки из углепластика $\pm 45^\circ$; 4 – слои стекло- и углепластика; 5 – стеклопластик;
 6 – сотовый наполнитель; 7 – стеклопластиковая обшивка; 8 – нагревательный элемент ПОС; 9 – титановая противорозийная накладка

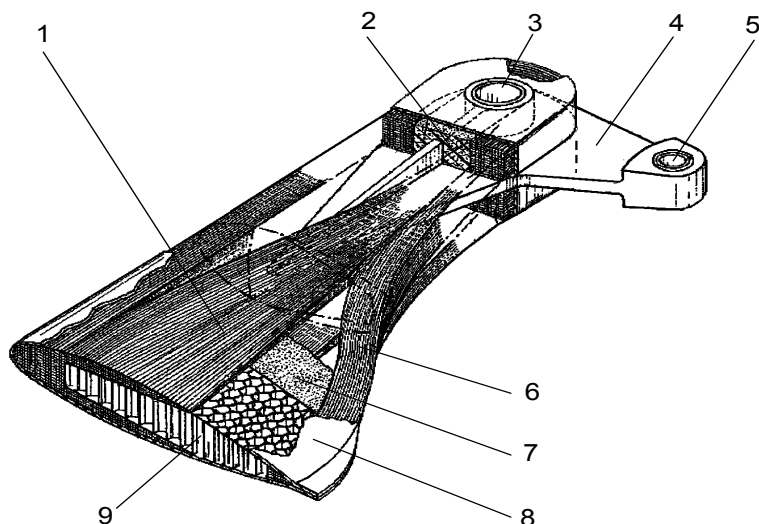


Рис. 13. Схема конструкции комлевой части лопасти из ПКМ:
 1 – С-образный лонжерон из слоев ПКМ; 2 – армированный пенопластовый наполнитель; 3 – закладная втулка; 4 – металлический вкладыш комлевой части; 5 – проушина системы управления общим шагом; 6 – внешняя замыкающая петля из однонаправленного композита; 7 – пенопластовый наполнитель; 8 – обшивка; 9 – сотовый наполнитель

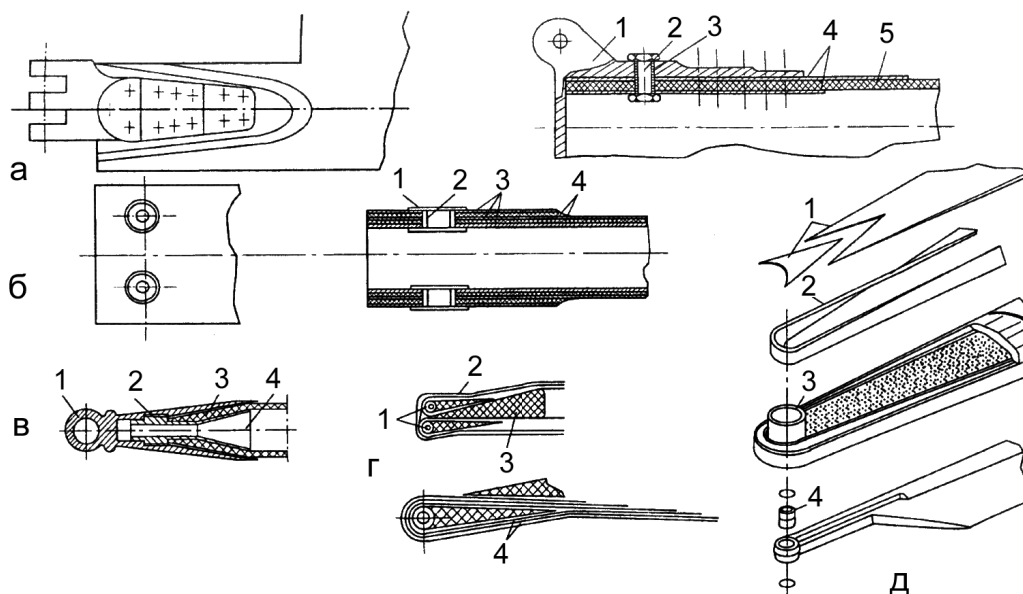


Рис. 14. Схемы стыковочных узлов для композитной лопасти:
 а – *гребенчатый*: 1 – стальной наконечник; 2 – болт; 3 – втулка; 4 – прокладки; 5 – пояс лонжерона; б – *двухточечный телескопический*: 1 – шайбы; 2 – втулка; 3 – фольга; 4 – слои пояса лонжерона; в – *ниппельный*: 1 – стальной наконечник; 2 – резьбовой стакан; 3 – комлевая часть лонжерона; 4 – конус; г – *двухточечный петлевой*: 1 – закладные втулки; 2 – внешняя замыкающая петля из однонаправленного ПКМ лонжерона; 3 – формирующие петлевые вкладыши; 4 – однонаправленные пояса из ПКМ; д – *одноточечный петлевой*: 1 – обшивка; 2 – однонаправленные пояса из ПКМ; 3 – закладная втулка; 4 – палец вертикального шарнира

Комлевый участок, имеющий узловое и безузловое крепление, характеризуется неоднородностью напряженно-деформированного состояния. Для ограничения резкого роста напряжений от центробежных сил и изгибающих моментов площадь сечения лонжерона увеличивают к комлю.

Для эффективной передачи нагрузки и упрочнения в районе стыковочных узлов – НВ в ее комлевой части при изготовлении между слоями ПКМ прокладывают титановую фольгу или пластины [14].

Стандартные решения, применяемые для лопастей с металлическими лонжеронами, не позволяют создать узел, удовлетворяющий заданным требованиям, так как ПКМ сильно теряют в прочности, жесткости и долговечности при наличии механических сверлений и надрезов в соединяемых деталях. Особенности работы композиционного материала - слабое сопротивление срезу и смятию, приводят к необходимости введения в зону механического соединения упрочняющих элементов, повышающих его работоспособность при незначительном увеличении массы.

Повысить усилие смятия можно также за счет вклейки в отверстия закладных титановых или стальных втулок, что предохраняет поверхности отверстий в композите от повреждений при сборке/разборке соединения.

Технологические особенности изготовления композитной лопасти

На рис. 15 дана маршрутная схема изготовления композитной лопасти вертолета.

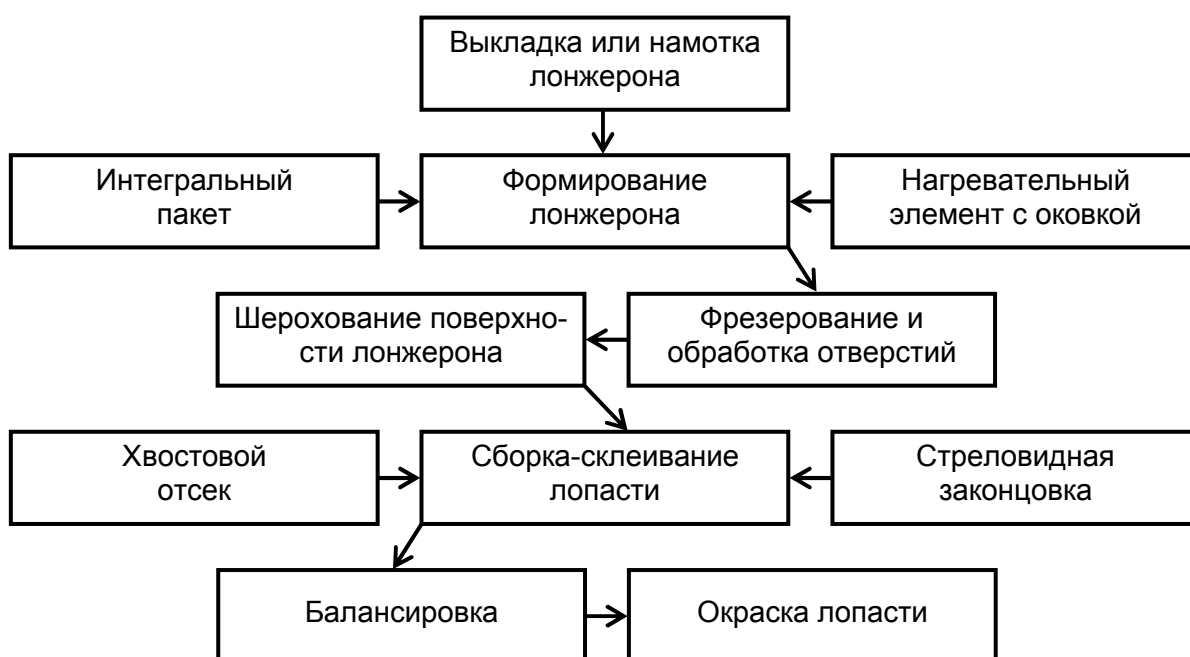


Рис.15. Маршрутная схема изготовления композитной лопасти вертолета

Процесс формования за один технологический цикл нескольких заранее полученных элементов, например, намоткой или выкладкой отвержденных или частично отвержденных в едином силовом узле с последующим совместным отверждением в автоклаве или пресс-форме, получил название интегрального.

В производстве лопастей вертолета из ПКМ основными технологическими процессами является: склеивание, формование и намотка. Эти методы соединения материалов имеют следующие конструктивные, технологические и эксплуатационные достоинства:

- позволяют соединять материалы, не опасаясь коррозии и получать наиболее гладкие поверхности;
- не приводят к возникновению высокой концентрации напряжений в стыке и гарантируют прочность соединения, равную прочности основных элементов;
- не вызывают структурных изменений в соединяемых материалах;
- уменьшают количество входящих в сборочный узел деталей и стандартизируют способы изготовления сборочного узла;
- обеспечивают снижение массы соединений по сравнению с массой клепаных узлов, отсеков и агрегатов.

Особенности изготовления лонжерона лопасти из ПКМ методом выкладки

На рис.16 показана схема конструктивно-технологического членения лонжерона лопасти НВ вертолета из ПКМ. Лонжерон собирают из предварительно отформованных пакетов 1, 2, 3 из стекло- или углеткани, пропитанных эпоксидным связующим. Для обеспечения противофлаттерных характеристик лопасти в носовую часть лонжерона вклеивают стальной центровочный груз 4. Наружный слой резины 5 защищает носок лопасти от абразивного износа.

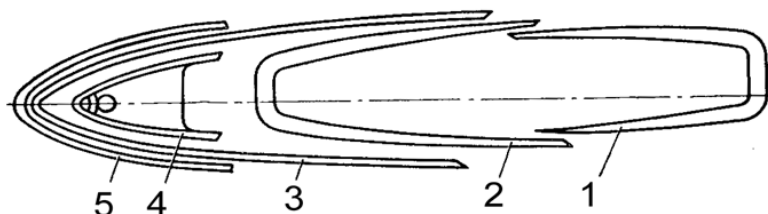


Рис.16. Схема членения лонжерона лопасти из ПКМ:

1, 2, 3 – отформованные пакеты; 4 – центровочный груз; 5 – резина

Конструктивно-технологический анализ лопасти НВ, как и любого агрегата вертолета из ПКМ, состоит из следующих этапов:

- разложение конструкции на простейшие конструктивно-технологические элементы и описание их свойств;
- классификация этих элементов на основе общности свойств;
- разработка директивных технологий;
- выбор состава и средств оснащения и оборудования;
- выбор варианта решения.

Для выбора оптимального по технологичности решения конструкции лопасти важнейшими этапами являются разработка директивных технологий и выбор состава и средств оснащения и оборудования, так как именно эти этапы в наибольшей степени влияют на технологическую себестоимость лопасти.

Схема сборки композитной лопасти с двухконтурным лонжероном показана на рис. 17.

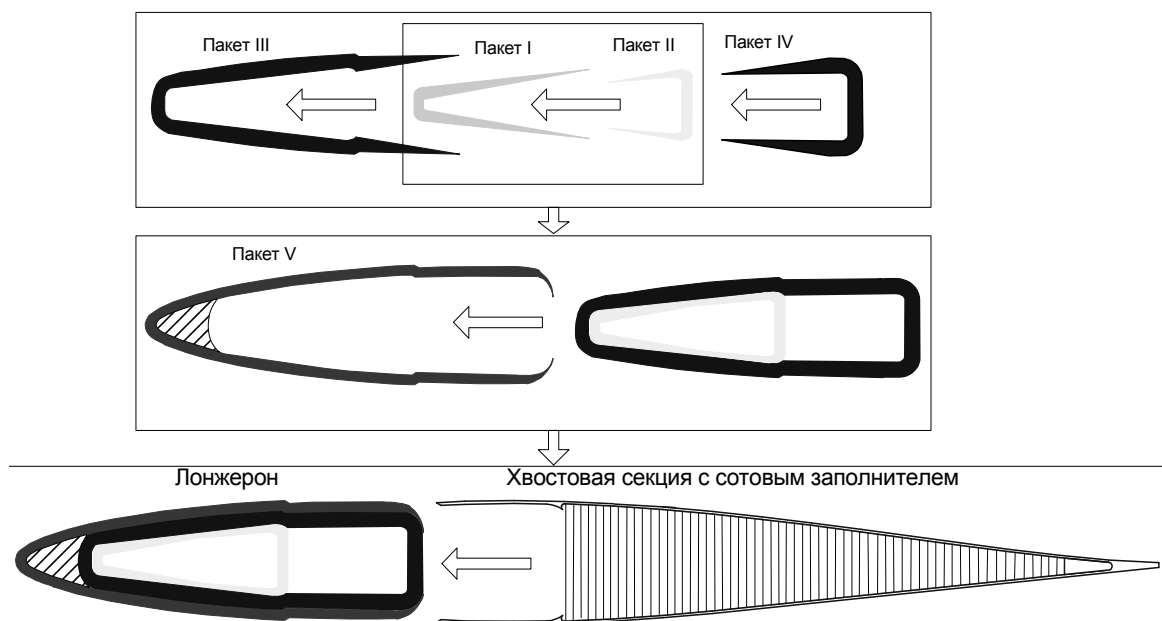


Рис.17. Схема сборки композитной лопасти с двухконтурным лонжероном

Основные этапы изготовления композитного лонжерона лопасти методом выкладки показаны на рис. 18.

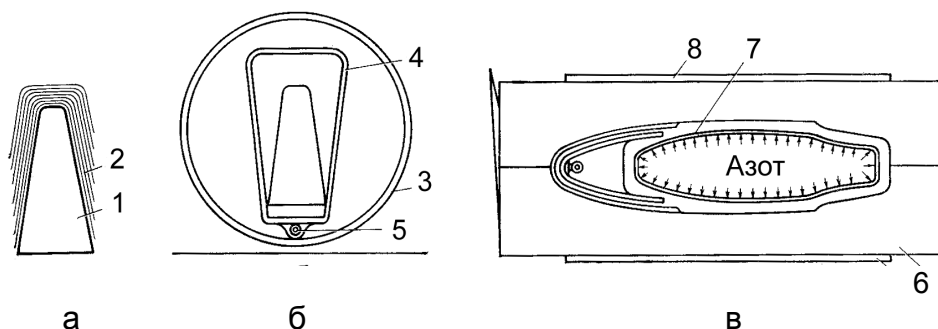


Рис.18. Основные этапы изготовления композитного лонжерона:
 а – сборка пакета; б – предварительная опрессовка пакета;
 в – формование лонжерона; 1 – оправка; 2 – набор раскрытых листов препрега; 3 – автоклав; 4 – мешок; 5 – вакуумная трубка; 6 – пресс-форма;
 7 – резиновый мешок; 8 – трубчатый электронагреватель

Особое место в обеспечении качества лопастей из ПКМ занимает высокая технологическая дисциплина. Соблюдение технологических режимов и точное выполнение операций от изготовления полуфабрикатов (лент, тканей, жгута) до готового узла и лопасти в целом гарантирует необходимый состав и сплошность основы, высокое качество готовых лопастей [2, 5]. При проектировании лопасти из ПКМ создают твердотельные численные модели поверхности для изготовления оправок и пресс-форм, управляющие программы для станков с ЧПУ и координатно-измерительных машин.

Последовательность изготовления композитного лонжерона лопасти методом выкладки следующая:

- автоматический раскрой препрега из стеклоткани для пакетов лонжеронов лопасти и стреловидной законцовки на плоттере с ЧПУ;
- нанесение антиадгезионной смазки и выкладывание пакетов 1, 2, 3 (см. рис. 16) из слоев препрега вручную или автоматически из стеклопластиковой ленты (см. рис. 18, а) на металлические оправки, отображающие соответствующие поверхности лонжерона лопасти согласно схеме членения;
- предварительное формование пакетов в автоклаве при температуре 60...70 °С для образования профилей лонжерона (см. рис. 18, б);
- подгонка геометрических размеров пакетов по сопрягаемым поверхностям на станке с ЧПУ с выдвижными штоками-актуаторами;
- сборка предварительно отформованных пакетов и центровочного груза с укладкой внутрь лонжерона резинового мешка в пресс-камере, внутренняя форма которой соответствует внешним обводам лонжерона, (см. рис.18, в);
- полимеризация лонжерона в пресс-камере посредством вакуумирования и подачи в эластичный мешок избыточного давления азота при соответствующей температуре;
- охлаждение лонжерона до температуры 50 °С под давлением с последующим поэтапным охлаждением до комнатной температуры;
- выемка лонжерона из пресс-камеры; удаление технологического припуска (образцов для испытаний),
- контроль качества сборки, геометрических параметров, закрутки и массы лонжерона.

Композитные лонжероны лопасти и стреловидной законцовки изготавливают методом выкладки слоев препрега на специализированных участках в такой технологической последовательности:

- раскрой заготовок препрега для пакетов лонжерона лопасти и стреловидной законцовки (плоттер автоматизированного раскроя);
- ручная или автоматическая выкладка препрега на технологическую оснастку (лазерный проектор модели LAR; выкладочная установка с ЧПУ);
- предварительное формование пакетов лонжеронов лопасти и стреловидной законцовки (автоклав);
- неразрушающий контроль качества склеивания (роботизированная установка);
- подгонка пакетов лонжеронов лопасти и стреловидной законцовки (специализированный фрезерный станок с ЧПУ, оборудованный системой выдвижных штоков-актуаторов);
- совместная сборка и формование блока пакетов с нагревательным элементом ПОС и оковкой (автоклав);
- окончательное формование лонжерона лопасти (пресс-камера);
- обрезка лонжерона в размер (специализированный фрезерный станок с ЧПУ, система выдвижных штоков-актуаторов);
- фрезерование стыковочных поверхностей щек комлевой и концевой частей лонжерона (многооперационный станок с ЧПУ);
- рассверливание отверстий в щеках комлевой части лонжерона (многооперационный станок с ЧПУ);
- установка втулок в стыковочные отверстия и приклеивание шайб (специальное приспособление);
- торцевание и растачивание втулок комлевой части (координатно-расточной станок).

Автоматический раскрой рулонного препрега для композитных изделий проводят на плоттере с ЧПУ американской фирмы Eastman (рис. 19, а).

Максимальная скорость раскроя – 1,8 м/с, абсолютная погрешность раскроя - не более $\pm 0,2$ мм [6, 7]. Ручную выкладку слоев препрега на выклеечную форму выполняют с помощью лазерного проектора модели LAP (США) [6, 7]. Этап ручной выкладки слоев препрега на выклеечную форму с помощью лазерного проектора модели LAP показан на рис. 19, б.

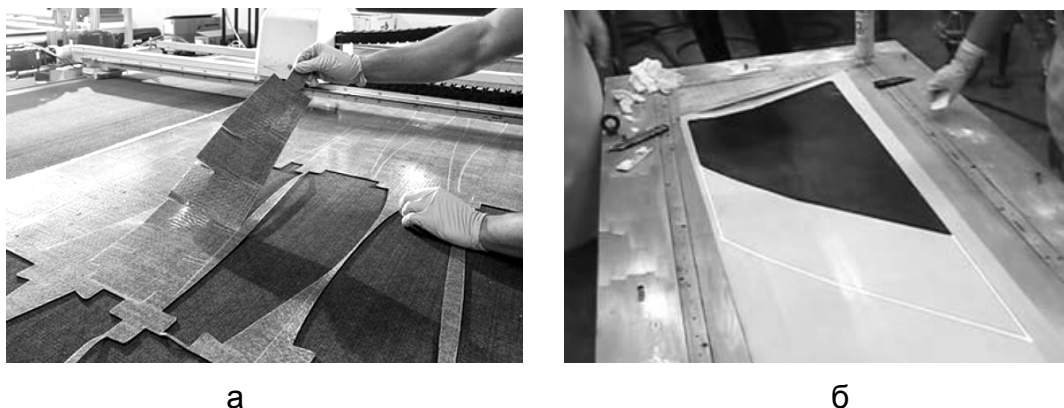


Рис.19. Автоматизированный раскрой рулона препрега для изделий из ПКМ (а) и ручная выкладка препрега с помощью лазерного проектора (б)

Для исключения образования складок и повышения качества формования пакетов лонжерона из ПКМ выкладку слоев препрега в виде лент осуществляют с помощью шестикоординатного поворотного блока на специальных установках с ЧПУ [6, 7]. На рис. 20, а показана схема автоматического выкладывания ленты препрега на технологическую оснастку, на рис. 20, б – общий вид поворотного блока с прижимным роликом и нагревательной головкой.

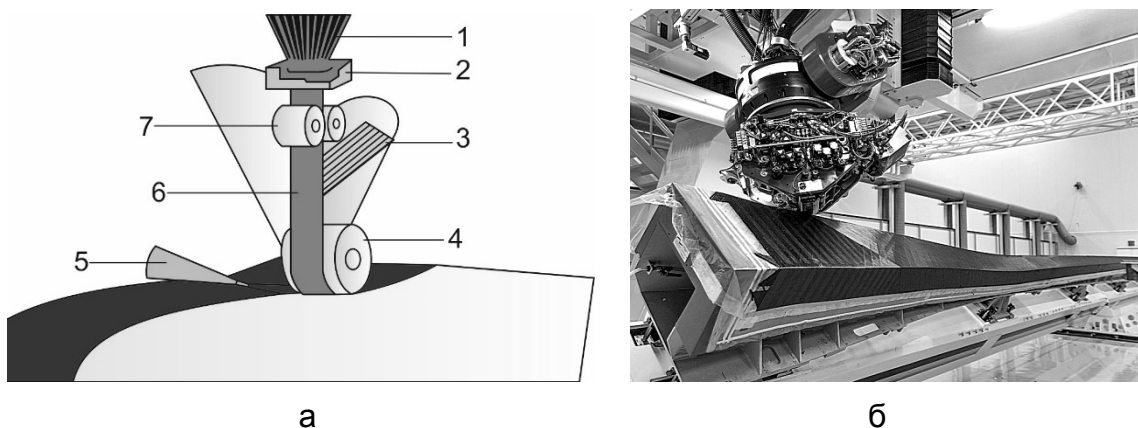


Рис. 20. Схема и общий вид блока автоматического выкладывания ленты: 1 – волокна ПКМ; 2 – формирователь ленты; 3 - нож; 4 –ролик прижимной; 5 – головка нагревательная; 6 - лента препрега; 7 - ролики подачи ленты

Необходимое количество слоев и углы выкладки препрега обеспечиваются автоматически по управляющей программе. Встроенная система контроля

давления и температура прижимного ролика обеспечивают стабильность технологического процесса и высокое качество формируемых изделий.

Специальное программное обеспечение *Fiber Sim* для выкладочного оборудования с ЧПУ [2, 8] способствует решению таких технологических задач:

- деление композитных изделий на слои;
- деление слоя на геометрические элементы в зависимости от ширины материала препрега и схемы выкладки;
- формирование контуров плоских разверток;
- подготовка управляющих программ для раскройного оборудования;
- подготовка компьютерных данных для проекционных лазеров с учетом положения реперных точек на технологической оснастке.

Особенности автоклавного формования интегральных пакетов лонжерона

Схема выклеечной формы для автоклавного формования интегральных пакетов композитного лонжерона из слоев препрега показана на рис. 21.

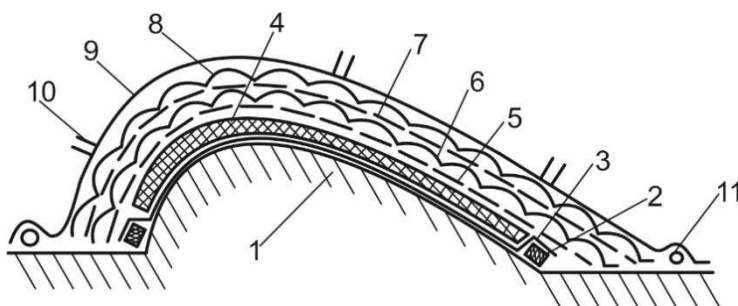


Рис. 21. Схема выклеечной формы для формования пакетов лонжерона лопасти из слоев препрега

Выкладку слоев препрега на технологической оснастке для автоклавного формования выполняют в такой последовательности [18]:

- обезжиривание рабочей поверхности выклеечной формы 1;
- нанесение антиадгезионного слоя 3;
- укладка вручную необходимого количества слоев заранее раскроенного препрега 4 или автоматическое выкладывание ленты препрега;
- установка ограничителей 2 для исключения возможного смещения пакета препрега при формовании;
- монтаж в зоне технологического припуска не менее двух термопар;
- установка на внешний слой пакета перфорированной разделительной пленки 5 и впитывающего слоя 6 из ткани объемного плетения или пористого материала;
- установка цулаги 7, представляющей собой жесткую оболочку из тонколистового металла, эквидистантную поверхности пакета лонжерона;
- монтаж дренажного слоя 8 для обеспечения равномерного распределения разрежения под вакуумным мешком;
- подгонка под размер выклеечной формы вакуумного мешка 9 со штуцерами 10 для присоединения вакуумной системы;
- герметизация вакуумного мешка эластичным жгутом 11.

Для формования пакета носовой части лонжерона с малой кривизной выклеечная форма имеет схему, показанную на рис. 22.

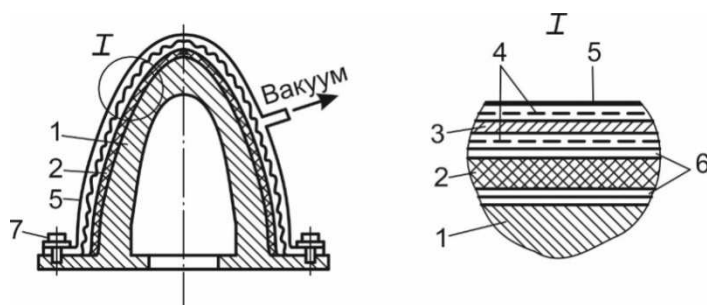


Рис. 22. Схема выклеечной формы формирования пакета носовой части лонжерона: 1 – оправка выклеечная; 2 – пакет препрега; 3 – цулага; 4 – слой дренажный; 5 – мешок вакуумный; 6 – слой разделительный; 7 – крепление вакуумного мешка

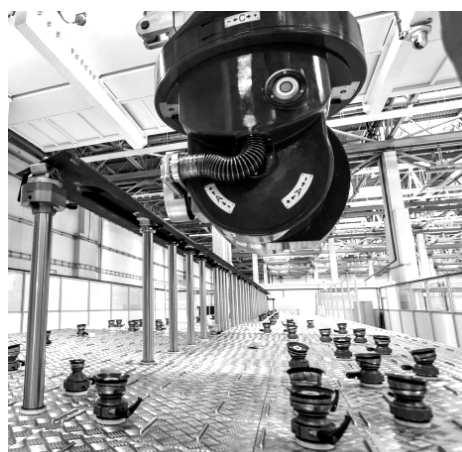
Для герметизации стыков пленок вакуумного мешка при автоклавном формировании применяют жгуты и ленты с двухсторонней липкой основой. После проверки герметичности вакуумного мешка выклеечной формы закрывают герметичную крышку автоклава и создают разрежение внутри вакуумного мешка величиной 0,8...0,9 МПа и избыточного давления в автоклаве до 3,0 МПа. Формование по заданному температурному режиму и давлению поддерживается в автоклаве автоматически. После охлаждения проводят сброс давления в автоклаве и вакуума под мешком, открывают крышку автоклава, выкатывают технологическую тележку и снимают отформованные пакеты лонжеронов лопасти.

Подгонка размеров сопрягаемых поверхностей пакетов лонжеронов лопасти и стреловидной законцовки перед пресс-камерным формированием осуществляется на специализированном фрезерном станке с ЧПУ, который оснащен выдвигными штоками-актуаторами с вакуумными присосками [2, 4].

На рис. 23, а показан этап привязки базовых осей пакета лонжерона, установленного на выдвигные штоки-актуаторы, к системе координат фрезерного станка с ЧПУ; на рис. 23, б – этап фрезерования сопрягаемых поверхностей пакета лонжерона лопасти несущего винта.



а



б

Рис. 23. Подгонка сопрягаемых поверхностей пакета композитного лонжерона

Переход на современные компьютерные интегрированные технологии проектирования и технологической подготовки лопастного производства методом выкладки позволяет [1, 3, 5]:

- сократить расход композитных материалов путем использования точных разверток и раскройных станков с ЧПУ;
- повысить качество ручной выкладки слоев препрега за счет использования точных заготовок и лазерной проекции на места их выкладки;
- уменьшить влияние человеческого фактора на качество производимых композитных изделий.

Особенности пресс-камерного формования композитного лонжерона

Пресс-камерное формование лонжерона композитной лопасти несущего и рулевого винтов заключается в окончательном склеивании предварительно отформованных пакетов препрега в пресс-форме, обеспечивающей аэродинамический контур лонжерона лопасти (рис. 24, а). Типовая форма двух предварительно отформованных в автоклаве пакетов для композитного лонжерона лопасти перед закладкой в пресс-форму показана на рис. 24, б.

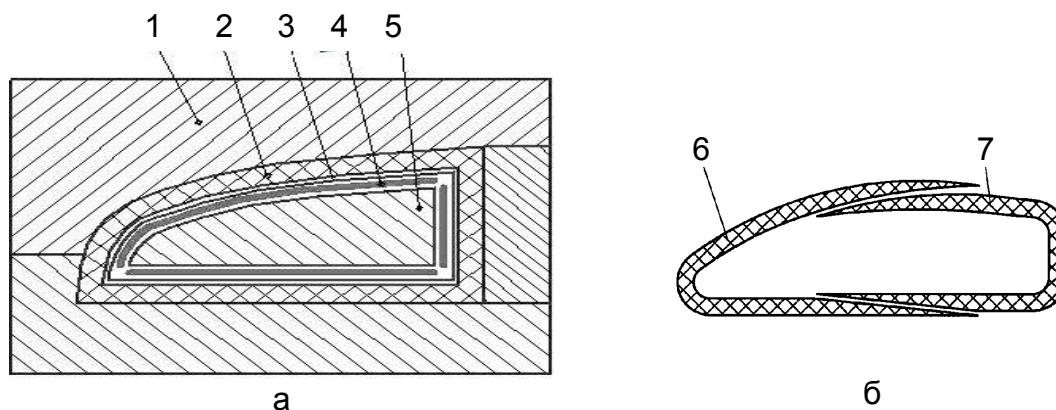


Рис. 24. Схема пресс-камерного метода формования лонжерона:
1 – пресс-форма с встроенными нагревателями; 2 – лонжерон; 3 – набор технологический; 4 – камера пневматическая; 5 – оправка;
6, 7 – интегральные пакеты лонжерона лопасти

На оправку по длине устанавливают специальную пневматическую камеру из эластичной резины или фольги из нержавеющей стали. Камеру обматывают фторопластовой лентой в качестве антиадгезионного слоя. Кроме того, в технологический набор могут входить цулаги для получения более гладкой внутренней поверхности лонжерона. Затем на оправку с технологическим набором и с камерами выкладывают заготовку лонжерона лопасти. Оправку с собранным пакетом устанавливают в пресс-форму, где выполняют формование лонжерона. После охлаждения пресс-формы проводят выемку отформованного лонжерона и удаление оправки из внутреннего канала.

На следующем этапе изготовления композитных лонжеронов лопастей НВ и РВ обрезают технологический припуск, из которого изготавливают образцы для подтверждения химико-физических свойств отформованных лонжеронов требованиям конструкторской документации. Контролируют плотность, прочность, наличие пузырей воздуха между склеенными пакетами композитного лонжерона [4, 12].

Особенности изготовления лонжеронов лопасти методом намотки

Одним из распространенных и совершенных методов изготовления высокопрочных армированных оболочек, к которым относятся лонжероны лопастей НВ и РВ вертолета, является метод непрерывной намотки [19, 20, 21, 22, 23].

При этом методе ленту препрега, образованную системой нитей, пропитывают полимерным связующим, подают на вращающуюся или неподвижную оправку, имеющую конфигурацию внутренней поверхности изделия, и укладывают на ней в различных направлениях. На оправку предварительно наносят антиадгезионный слой. Контактное давление при формовании методом намотки создается технологическим натяжением армирующего ПКМ. После получения необходимой толщины и структуры ПКМ проводят отверждение и удаление технологической оправки.

Метод «сухой» намотки заключается в том, что волокнистый армирующий материал перед формованием предварительно пропитывают связующим на специальных установках. Данный метод позволяет легче контролировать степень армирования изделия при намотке и отверждении, более равномерно распределять связующее по толщине стенки, что повышает качество изделий.

Для «сухой» намотки лонжеронов лопасти чаще всего применяют спирально-перекрестный тип укладки армирующего материала. В этом случае ленту препрега заданной ширины, обычно 10 мм, укладывают на оправку с подачей, превышающей ширину ленты в целое число раз. В зависимости от расчетного угла намотки задают соответствующую частоту вращения оправки и скорость продольных рабочих ходов лентоукладчика. Лента препрега укладывается на оправку слоями с автоматически регулируемым натяжением [19, 20].

Наиболее распространена кинематика намоточных станков с одновременными вращательным и поступательным движениями четырех лентоукладчиков 4 в барабане 5 при неподвижной оправке 2 (рис. 25).

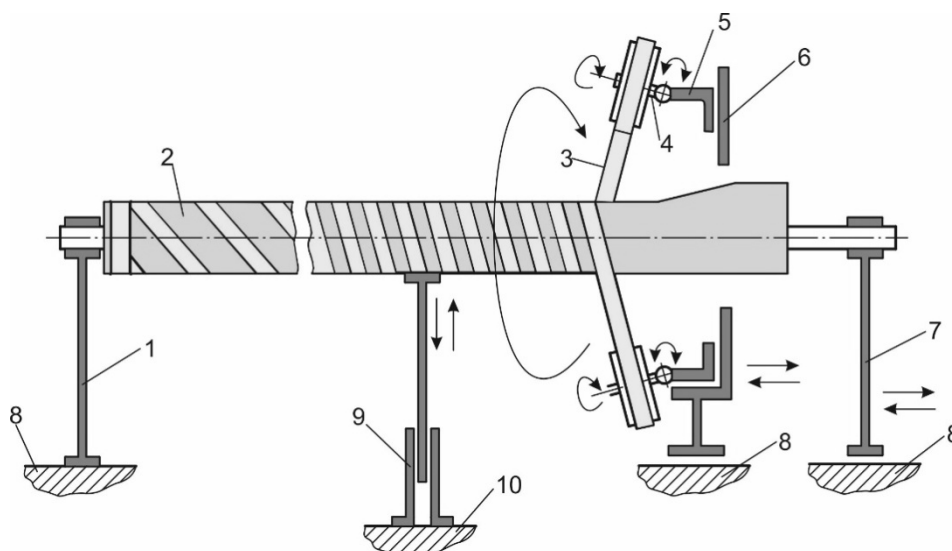


Рис. 25. Кинематика намоточного станка с ЧПУ: 1 – бабка передняя; 2 – оправка с антиадгезионной пленкой; 3 – лента; 4 – лентоукладчик; 5 – барабан; 6 – каретка; 7 – бабка задняя; 8 – станина станка; 9 – опора; 10 – поддон

За прямой и обратный рабочие хода каретки 6 с барабаном 5 по станине станка 8 (полный проход) формируется один спирально-перекрестный виток из четырех лент, закрывающих часть поверхности оправки.

Второй виток имеет определенное смещение (шаг) по отношению к первому, которое зависит от угла между плоскостью витка и осью оправки, ширины ленты и габаритных размеров изделия. Процесс намотки происходит до тех пор, пока не будет закрыта вся поверхность оправки и сформирован один полный спиральный слой. Для получения заданной толщины стенки композитного лонжерона лопасти проводят намотку необходимого количества слоев.

На рис. 26, а показан общий вид намоточного станка с ЧПУ фирмы Mikrosam (США) для изготовления лонжеронов лопастей рулевого и несущего винтов со стороны передней бабки. Модульный принцип компоновки намоточных станков позволяет изменять длину рабочего хода каретки с лентоукладчиками за счет продольного перемещения задней бабки (рис. 26, б).

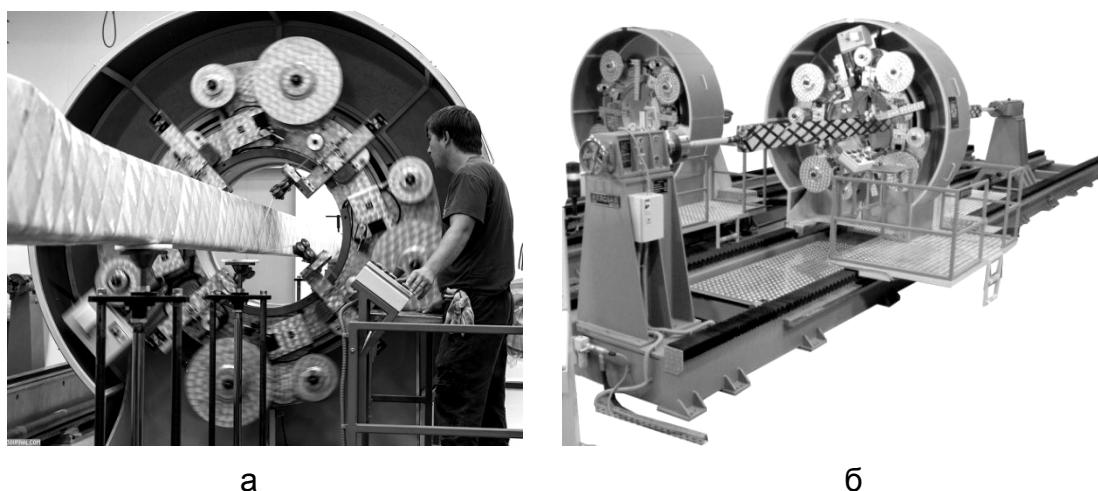


Рис. 26. Общий вид намоточного станка с ЧПУ для намотки лонжеронов лопастей НВ и РВ вертолета на неподвижную оправку

Каретка с четырьмя лентоукладчиками внутри вращающегося барабана перемещается по направляющим станка вдоль неподвижной оправки, закрепленной в трехкулачковых патронах передней и задней бабки станка. Ленты препрега укладывают на оправку лонжерона под регулируемым натяжением. Частота вращения барабана с лентоукладчиками и линейная скорость перемещения каретки синхронизируются системой ЧПУ намоточного станка [8, 9].

При намотке композитных лонжеронов лопастей НВ и РВ оператор намоточного станка на пульте управления контролирует следующие параметры:

- угол намотки ленты препрега;
- шаг намотки (расстояние между витками), наличие зазоров и нахлестов между лентами препрега;
- скорость намотки и натяжение лент препрега.

Спиральная намотка может быть многозаходной, когда стенки композитного изделия формируются лентами, которые наматываются под определенными углами в каждом из несущих слоев. Изменение угла намотки на разных участках и отдельных слоях формируемого пакета лонжерона лопасти позволяет оптимально распределить ленточный армирующий материал в продольном и окружном направлении по слоям и достигнуть максимальных прочностных величин исходных волокон препрега от действующих нагрузок.

Например, при намотке лонжерона лопасти НВ вертолета Ми-28 один слой наносится за 12 двойных рабочих ходов каретки. При этом оправка полностью покрывается двойным слоем укладываемого встык препрега из стеклотенты марки Т-25/1-76 и эпоксидного связующего специального назначения марки ЭДТ-69Н. Намотанный лонжерон состоит из 12 слоев, полученных за 144 рабочих ходов раскладчика. Толщина стенки лонжерона равна 24 толщине стеклотенты [12].

На рис. 27, а показана центральная часть оправки с антиадгезионной пленкой после намотки двух первых слоев из лент препрега с большим шагом. Расположение на оправке пяти лент препрега из стеклоткани шириной 10 мм при спирально-перекрестной намотке лонжерона лопасти Ми-28 с малым шагом показано на рис. 27, б.

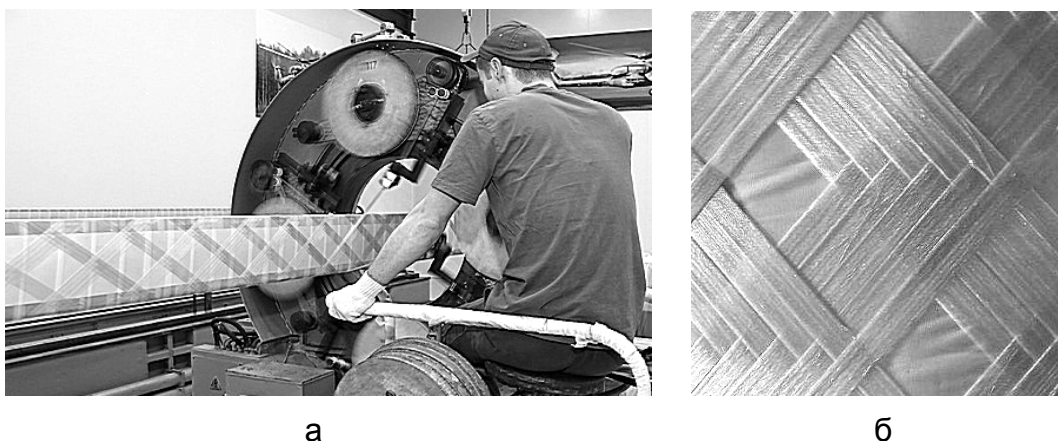


Рис. 27. Намотка на оправку слоев с разным шагом лент препрега

Для намотки лонжеронов лопасти НВ используют разборные многоразовые стальные оправки, состоящие из трех частей (две половинки и клин). Для намотки лонжерона лопасти РВ вследствие малых размеров внутренней полости лонжерона используют неразборные многоразовые стальные оправки. Поверхность намоточной оправки лонжерона состоит из нескольких частей [12].

Конструктивная часть оправки определяет форму поверхности лонжерона в процессе намотки. Технологические комлевая и консольная части обеспечивают базирование оправки в передней и задней бабках намоточного станка, непрерывность процесса намотки, возможность изменения направления движения ленты препрега в конце и начале рабочего хода. Перед установкой на станок оправку обматывают антиадгезионной пленкой.

Намотку лонжерона проводят на станке с ЧПУ под углом $\pm 45^\circ$ в комлевой части и углом $\pm 30^\circ$ относительно продольной оси лонжерона на всей остальной части в несколько технологических переходов [4, 12].

На первом технологическом переходе наматывают три первых слоя ленточного препрега. С четвертого по девятый слои намотка лент чередуется с установкой в комлевой части лонжерона комбинированных пакетов усиления (рис. 28, а), состоящих из титановой фольги ОТ4-0-0,1 и высокопрочной стеклоткани Т-10-14 с направлением кордожгутовой основы вдоль оси лонжерона (рис. 28, б).

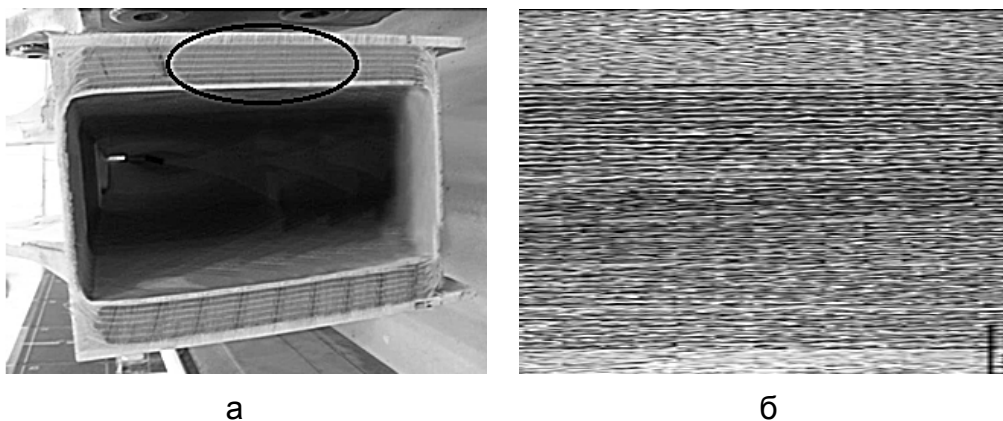


Рис. 28. Комбинированный пакет усиления пояса композитного лонжерона

На сопрягаемые поверхности наносят слой клея. Изготовление композитного лонжерона лопасти НВ завершается намоткой десятого и одиннадцатого слоёв стеклотент. После намотки лонжерон помещают в автоклав и выполняют операцию вакуумирования при температуре 60 °С для удаления воздуха из межслойных промежутков и сохранения расположения намотанных на оправку слоев оболочки лонжерона. Затем в специальном накладном приспособлении к комлевой части лонжерона приклеивают предварительно отформованные усиливающие накладки и проушины демпфера вертикального шарнира лопасти. Окончательное формование намотанного лонжерона в сборе с интегральными пакетами проушины проводятся в пресс-форме по определенному закону нагревания и охлаждения [4, 12].

Из соображений технологичности пресс-форма для окончательного формования лонжерона выполнена секционной в связи с тем, что лонжерон имеет сложное, изменяющееся по длине поперечное сечение. Каждая из двенадцати секций пресс-формы формования лонжерона 4 включает в себя три формообразующие плиты со встроенными электрическими нагревателями - две боковые 1, 5 и одну нижнюю 8 (рис. 29, а).

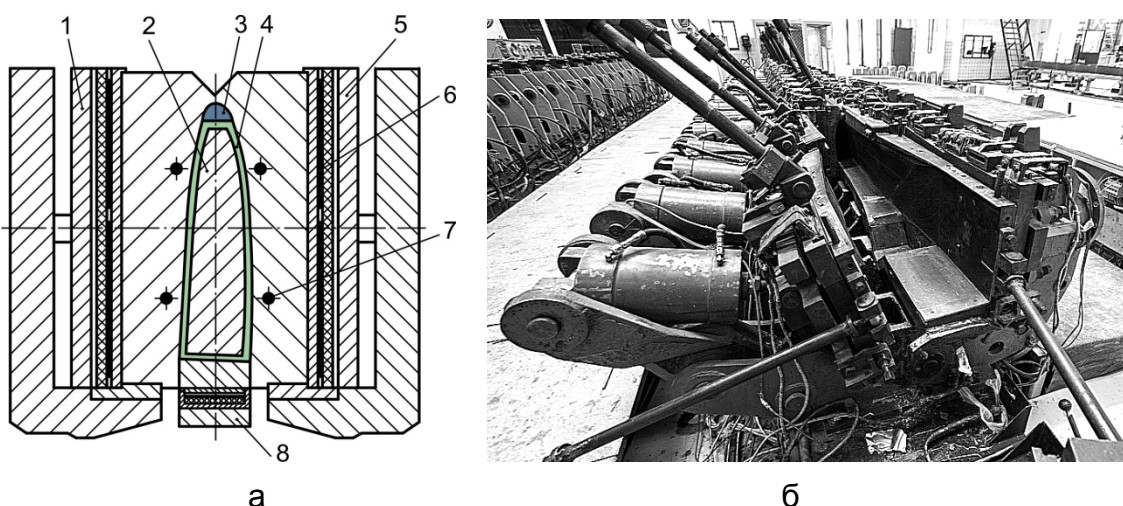


Рис. 29. Схема секции (а) и общий вид (б) пресс-формы для формования намотанного лонжерона вертолета Ми-28: 1, 5 – плита боковая; 2 – оправка; 3 – накладка; 4 – лонжерон; 6 – нагреватель; 7 – термopapa; 8 – плита нижняя

Одна из боковых плит у всех секций – поворотная с помощью пневматического цилиндра (рис. 29, б). В комлевой секции пресс-формы подъем нижней плиты также механизирован с помощью пневматического цилиндра и обеспечивает прижим к задней стенке лонжерона двух усиливающих накладок и композитных проушин крепления демпфера осевого шарнира лопасти. В остальных секциях пресс-формы нижние плиты неподвижные, давление на носок лонжерона создают накладки (см. рис. 29, а). Перед установкой оправки все формообразующие поверхности пресс-формы покрывают тремя слоями антиадгезионного смазочного материала.

Для базирования в пресс-форме на трубу оправки со стороны консольной части лонжерона закрепляют хомут и притягивают оправку к упору на торце комлевой части лонжерона. Пресс-форма оснащена двумя площадками для базирования, закрепления, опускания и подъема оправки с лонжероном в рабочую зону пресс-формы. С помощью кран-балки намоточную оправку опускают и устанавливают на призматические опоры площадок.

Опускание оправки в рабочую зону пресс-формы и последующий подъем после формования проводят вручную с помощью двух винтовых домкратов. После установки оправки секции пресс-формы закрывают вручную и стягивают с помощью откидных болтов и гаек (рис. 30).

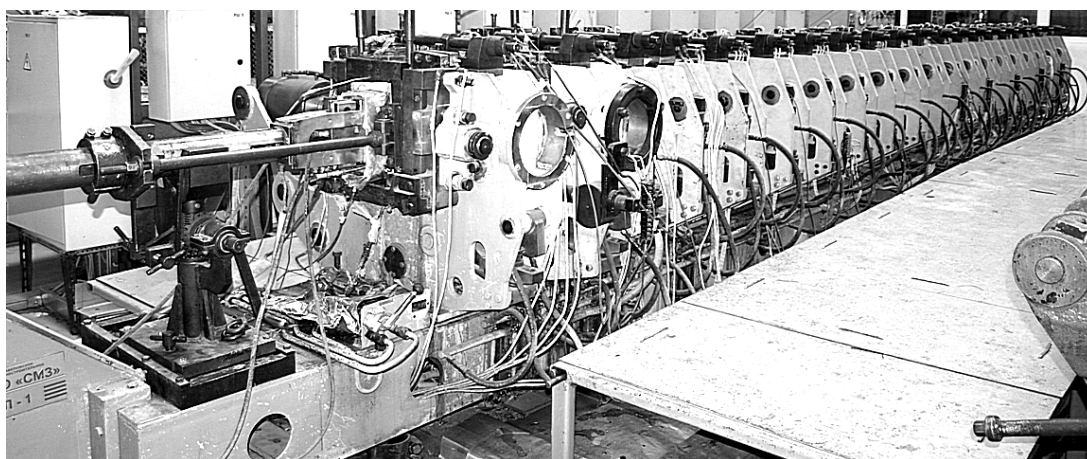


Рис. 30. Вид на пресс-форму формования намотанного лонжерона в закрытом положении со стороны консольной части оправки

После включения нагревателей связующее композитного материала размягчается и начинает переходить в вязкотекучее состояние. При температуре начала желатинизации проводят полное смыкание секций пресс-формы с помощью пневматических цилиндров. Под действием температуры и давления оболочка лонжерона полностью заполняет объем пресс-формы, излишки связующего композиционного материала отжимаются и вытекают по специальным канавкам [4, 12, 13].

После проведения режима нагрева пресс-форму охлаждают, сбрасывают давление воздуха в пневматических цилиндрах, открывают боковые плиты и поднимают домкратами оправку с отформованным лонжероном, двумя усиливающими накладками и проушинами демпфера вертикального шарнира лопасти. После извлечения лонжерона из пресс-формы удаляют разборную оправку и обрезают технологический припуск.

Далее каждая заготовка намотанного и отформованного в пресс-форме лонжерона проходит следующие виды контроля:

- осмотр внешнего вида и внутренней поверхности лонжерона с помощью оптико-волоконного эндоскопа;
- геометрический контроль формы и толщины стенок лонжерона на координатно-измерительной машине с ЧПУ;
- определение процентного содержания связующего в композиционном материале методом выжигания и степени его полимеризации в образцах, вырезанных из технологического припуска;
- рентгеновский контроль пакетов усиления с титановой фольгой в комлевой части лонжерона;
- весовой контроль композитного лонжерона.

На рис. 31, а показана комлевая сторона композитного лонжерона лопасти НВ вертолета Ми-28 с приклеенными в пресс-форме усиливающими накладками и проушинами демпфера вертикального шарнира после обрезки торцевого технологического припуска. На рис. 28, б изображен этап геометрического контроля комлевой части намотанного лонжерона на координатно-измерительной машине с ЧПУ [12].

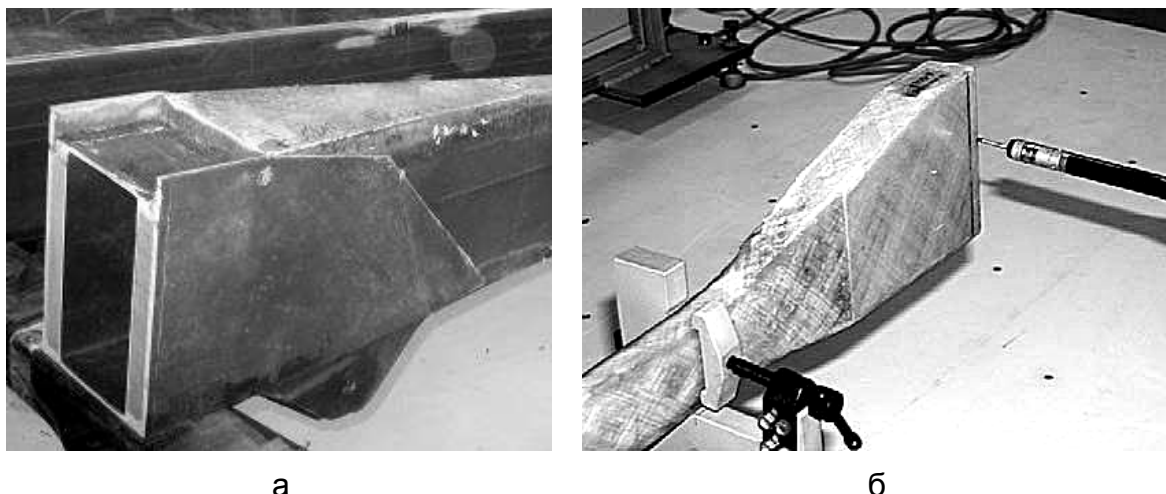


Рис. 31. Общий вид комлевой стороны намотанного лонжерона: а - после обрезки припуска (Ми-28); б – на этапе контроля (Ми-2)

Отклонения формы, методика контроля вырезанных образцов-свидетелей и измерительные средства для их идентификации определяют технические условия на контроль и приемку, а также технологические инструкции на контрольные операции. Результаты контроля вносят в технологический паспорт намотанного композитного лонжерона лопасти.

Далее на многооперационном станке с ЧПУ проводят фрезерование комлевой части лонжерона в зоне стыковочных поверхностей и обработку отверстий в проушинах. Наибольшую трудность вызывает обработка отверстий крепления лопасти к втулке НВ диаметром 33Н7 (для лопасти Ми-28) [12].

Наличие пакетов усиления из титановой фольги осложняет получение отверстий высокого качества ввиду противоречивости рекомендаций по механической обработке металлов и композитных материалов [2, 3, 12].

Маршрут обработки отверстий состоит из технологических переходов сверления, рассверливания, зенкерования и развертывания.

Факторами, влияющими на качество чистовой обработки данных отверстий, являются геометрия осевого инструмента и режимы резания. Они обеспечивают заданные точность и шероховатость, отсутствие расслоений в композитных слоях, смятия титановой фольги в пакете и ослабления механических свойств связующего от температуры в зоне резания.

Втулки устанавливают в стыковочные отверстия лонжерона на сыром грунте в специальном накладном приспособлении. Для создания натяга втулки предварительно охлаждают в сухой углекислоте [12]. Торцевание и растачивание втулок и посадочных поверхностей для последующего приклеивания шайб в комлевой части лонжерона лопасти проводят на координатно-расточном станке с ЧПУ.

На рис. 32, а показаны композитные лонжероны лопасти НВ вертолета Ми-28 на различных этапах обработки комлевой части и проушин: левый – в исходном состоянии после формования в пресс-форме, два в центре – после фрезерования поверхностей проушин, правый – после растачивания отверстий и установки втулок. На рис. 32, б показана комлевая часть композитного лонжерона НВ после приклеивания шайб на наружные усиливающие накладки.

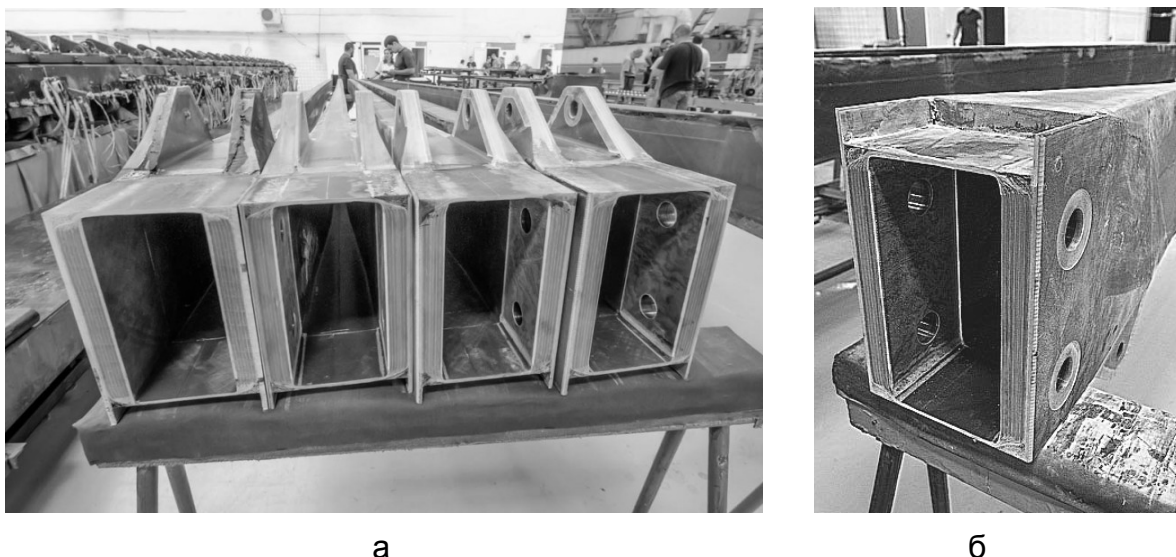


Рис. 32. Общий вид комлевой части лонжерона лопасти НВ на различных этапах обработки стыковочных поверхностей (Ми-28)

После механической обработки поверхность носка лонжерона зачищают в местах последующего приклеивания нагревательного элемента с оковкой и передают лонжероны на участок склеивания.

При использовании метода намотки создается материал, который лучше противостоит опасности возникновения складок – главного повреждающего фактора для слоистых ПКМ.

Метод намотки позволяет также исключить следующие технологические операции:

– раскрой заготовок ПКМ (при серийном производстве для выполнения этой операции необходимо специальное оборудование, стоимость которого вполне сопоставима со стоимостью намоточного станка);

- маркировка, взвешивание и селективный подбор заготовок;
- транспортировка большого количества «сырых» длинномерных заготовок препрега из зоны раскроя в зону формирования лонжерона;
- ручная укладка и позиционирование отдельных заготовок при формировании лонжерона лопасти;
- ручное разглаживание и уплотнение слоев композиционного материала в процессе формирования лонжерона.

Особенности изготовления хвостового отсека лопасти из ПКМ

Схема изготовления композитных хвостовых отсеков лопастей НВ и РВ вертолета показана на рис. 33.

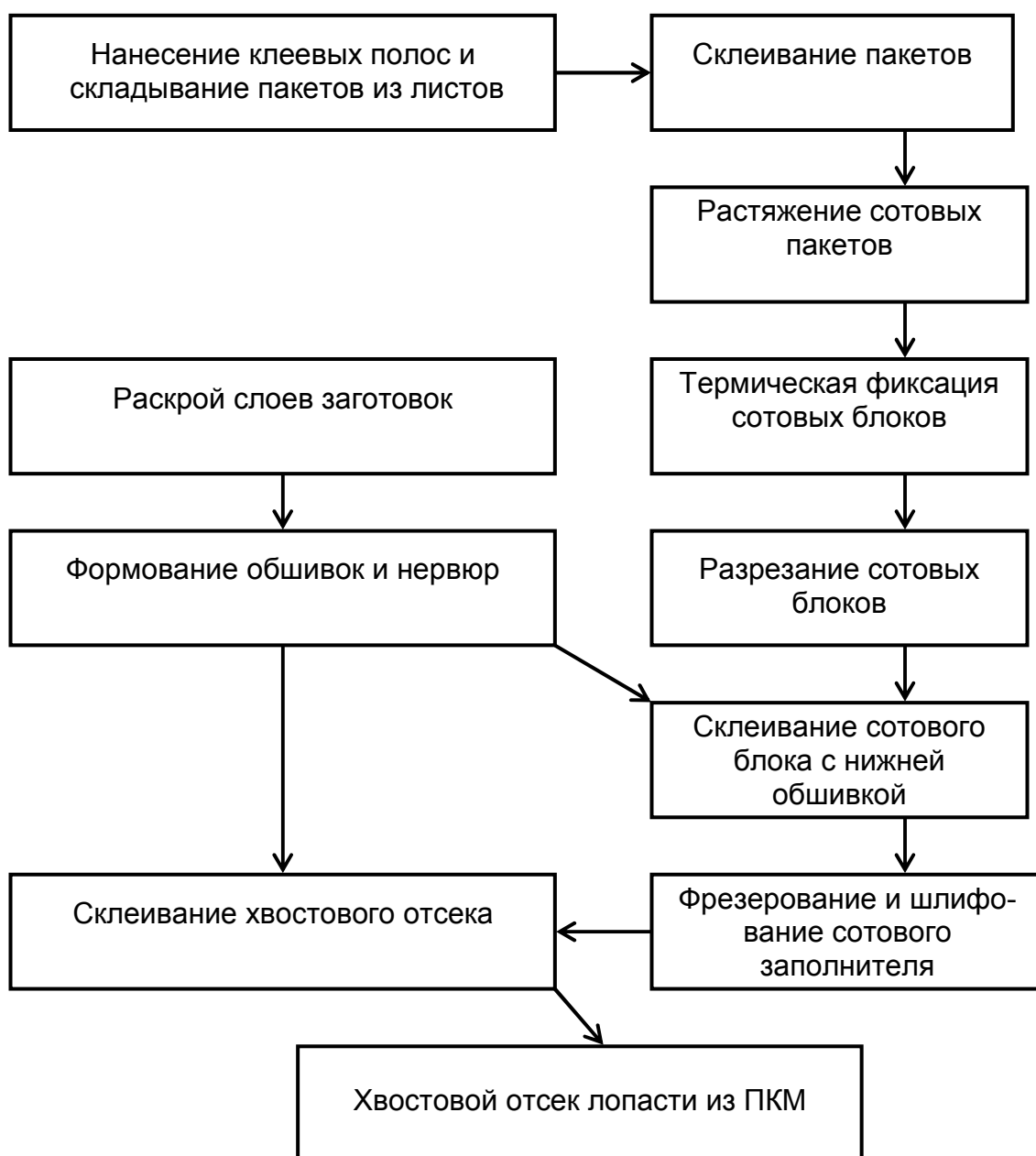


Рис. 33. Схема изготовления композитных хвостовых отсеков лопасти

Технология изготовления хвостового отсека лопасти из ПКМ предусматривает следующую типовую последовательность операций:

- изготовление сотового блока из полимерной бумаги (полимерсотопласта) марки ПСП-1;
- выкладка слоев обшивки на технологической оснастке;
- отверждение обшивок на формующей оснастке в автоклаве;
- склеивание в автоклаве нижней обшивки и сотового блока (выклеечная форма первого перехода);
- обработка сотового блока на клин специальными грибковыми фрезами на фрезерном станке с ЧПУ;
- шлифование сотового заполнителя на специализированном ленточно-шлифовальном станке;
- сборка нижней обшивки с ранее приклеенным сотовым заполнителем и верхней обшивки;
- склеивание в автоклаве хвостового отсека лопасти (выклеечная форма второго перехода);
- контроль качества склеивания и геометрических параметров хвостового отсека лопасти из КМ.

Технология изготовления сотовых блоков из рулонной полимерной бумаги (полимерсотопласта) была создана в Украинском научно-исследовательском институте технологии машиностроения (УкрНИИТМ, г. Днепропетровск) в 2001 году на основе исследований В.И. Сливинского [2, 11, 12].

Автоматический раскрой препрега для композитных обшивок и нервюр хвостового отсека лопасти проводят на плоттере с ЧПУ американской фирмы Eastman. Максимальная скорость раскроя – 1 м/с, абсолютная погрешность раскроя - $\pm 0,01$ мм [6, 7].

В условиях опытного и серийного вертолетного производства раскрой рулонного препрега также проводят ручными механизированными ножницами по светящимся линиям от лазерного проектора модели CAD-PRO компании LAP (Германия). Точность лазерного проецирования составляет $\pm 0,2$ мм/м [6, 7].

Обшивки хвостового отсека лопасти изготавливают методом выкладки «сухим» способом. Схема выкладки слоев композитной обшивки хвостового отсека с использованием вакуумного мешка для автоклавного формования изображена на рис. 34 [18].

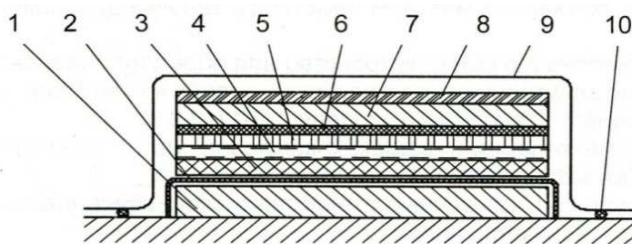


Рис. 34. Схема выкладки композитной обшивки хвостового отсека

На разделительный слой укладывают пакет препрега и пористую пленку 4. Избыточное связующее, протекая через пористую пленку, будет впитываться адсорбционным материалом 5. На верхний разделительный слой 6 накладывают металлическую цулагу 7 для равномерности передачи давления формования на пакет.

Дренажные слои 5 и 8 отводят испаряющиеся компоненты эпоксидного связующего из-под вакуумного мешка 9, который герметизируют жгутом 10.

Формование композитных нервюр хвостового отсека проводят с применением металлических выклеечных форм. Формование пакета нервюр хвостового отсека из композиционного материала происходит в вакуумном мешке, помещенном в автоклав (рис. 35) [18].

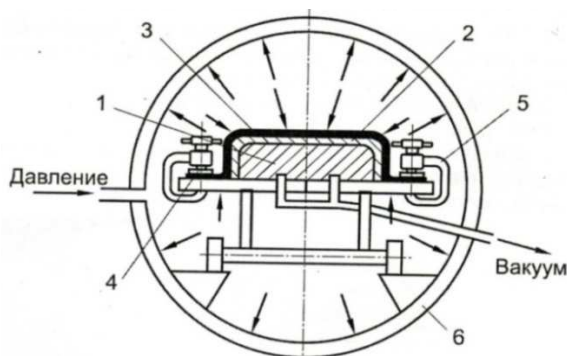


Рис. 35. Схема автоклавного формования композитной нервюры

На металлическую выклеечную форму 1 выкладывают скомплектованный пакет препрега 2, на котором вслед за разделительной антиадгезионной пленкой укладывают цулагу в виде резинового мешка 3. Затем форму герметизируют с помощью прижимного кольца 4 и струбцин 5. Выклеечную форму помещают в автоклав 6. Отверждение связующего проводится при заданном термическом режиме и избыточном давлении.

Изготовление полимерного сотового заполнителя хвостового отсека выполняют в такой технологической последовательности [12]:

- на одну из обшивок хвостового отсека приклеивают на пленочном клее шлифованную плоскость полимерного сотового блока. Этот этап называется склеиванием по первому переходу;
- черновая и чистовая обработка второй плоскости сотового заполнителя на специализированном фрезерном станке с ЧПУ модели РФП-6 (рис. 36).

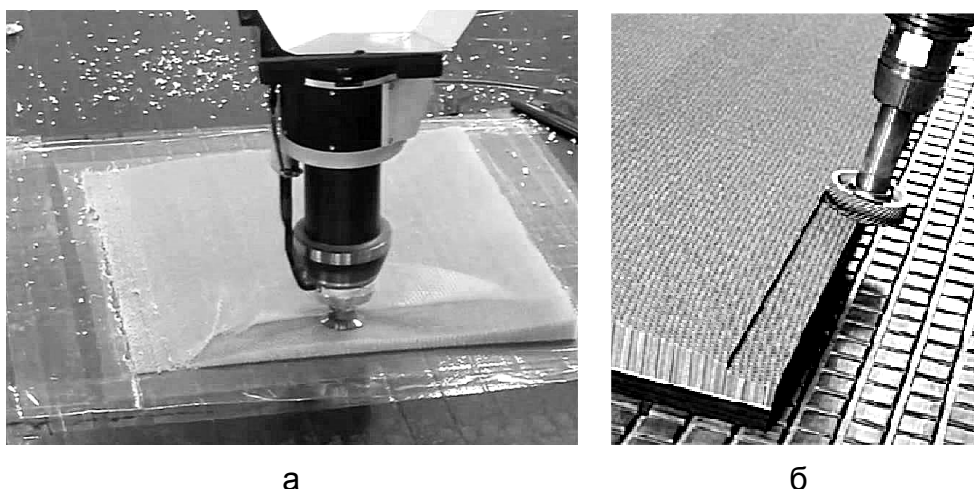


Рис. 36. Схемы фрезерования верхней плоскости полимерного сотового заполнителя хвостового отсека: а – черновое на клин; б - чистовое

На второй плоскости сотового заполнителя после фрезерования оставлен припуск на ленточное шлифование.

Рекомендуемый режим фрезерования торцов полимерного сотового заполнителя: частота вращения специальной грибковой фрезы – 18000 мин^{-1} , минутная подача – 3500 мм/мин [3, 12]. Критерием максимально допустимой скорости резания при фрезеровании является появление обугливания на торце композитного сотового заполнителя.

Разлохмаченный после фрезерования торец сотового заполнителя шлифуют мелкозернистой абразивной лентой на специальном плоскошлифовальном станке с вакуумным прижимом обшивки к плите специального станочного приспособления. После шлифования верхней плоскости сотового заполнителя хвостового отсека удаляют пыль промышленным пылесосом, проверяют качество и точность контура сотового заполнителя.

Далее склеивают полимерный сотовый заполнитель по второму технологическому переходу – со второй обшивкой и нервюрами.

Схема выклеенной формы для автоклавного формования композитного хвостового отсека лопасти несущего винта показана на рис. 37.

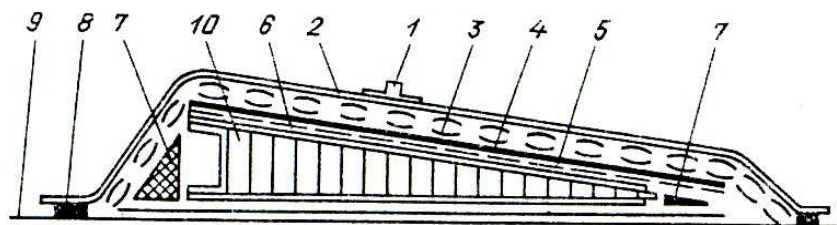


Рис. 37. Схема выклеенной формы для автоклавного формования хвостового отсека лопасти из ПКМ

Выкладку подборок композитного хвостового отсека на выклеечную форму для автоклавного формования выполняют в такой технологической последовательности:

1. Обезжиривание рабочей поверхности плиты 9 выклеечной формы.
2. Нанесение антиадгезионной пленки 5 на плиту 9 и установка базовых фиксаторов 7.
3. Базирование нижней обшивки с сотовым заполнителем 10, верхней обшивки 6 и нервюр (на схеме условно не показаны) на фиксаторы 7.
4. Монтаж в зоне технологического припуска двух термпар для обеспечения автоматического температурного режима отверждения.
5. Нанесение на внешний слой верхней обшивки антиадгезионной пленки 5 и укладка впитывающего слоя из ткани объемного плетения 3.
6. Монтаж дренажного слоя 4 для обеспечения равномерного распределения разрежения под вакуумным мешком 2.
7. Подгонка вакуумного мешка 2 из газонепроницаемой пленки со штуцером 1 для присоединения вакуумной системы.
8. Герметизация вакуумного мешка эластичным жгутом 8.

На рис.38, а показан демонстрационный экземпляр сотового заполнителя из полимерсотопласта марки ПСП-1 перед склеиванием по второму технологическому переходу – со второй обшивкой и нервюрами (видны следы клея от удаленной первой обшивки). Композитный хвостовой отсек лопасти после автоклавного склеивания показан на рис. 38, б.

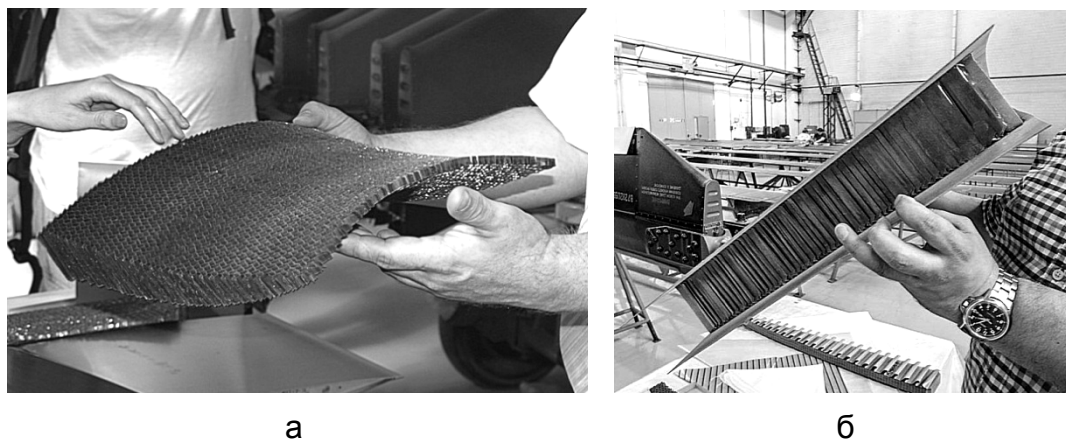


Рис. 38. Композитный хвостовой отсек лопасти НВ вертолета Ми-28

Контроль композитного хвостового отсека лопасти после склеивания проводят по следующим типовым операциям:

- проверка сплошности склеивания сотового заполнителя и обшивок с нервюрами акустическим методом неразрушающего контроля;
- измерение геометрических размеров и массы хвостового отсека, комплектация по весу отсеков на лопасть.

Прочностные испытания фрагментов композитного хвостового отсека на изгиб, сжатие, растяжение, отрыв обшивки от сотового заполнителя проводят в соответствии с требованиями технических условий и паспортов на используемые материалы [19, 20, 21].

Кондиционные хвостовые отсеки лопасти передают на малярный участок, где на наружную поверхность нервюр наносят три слоя эпоксидной эмали с промежуточной выдержкой и сушкой при комнатной температуре [12].

Особенности технологии общей сборки композитной лопасти вертолета

Наиболее распространенный вид технологической оснастки в лопастном производстве – это сборочное (склеечное) приспособление, которое должно обеспечивать возможность базирования и закрепления элементов композитной лопасти относительно базовых поверхностей [3, 12, 13].

Стапель общей сборки композитной лопасти имеет напольную конструкцию. Лопасть расположена в стапеле горизонтально, хорда лопасти - вертикально, носовая часть лопасти направлена вниз. Основой стапеля является длинномерная балка из швеллеров, установленная на опорные элементы. На балке установлены стаканы с базовыми элементами: вилками, проушинами, ложементами, являющимися элементами фиксации лобовой части лонжерона, и лекала с упорами для фиксации отсеков по линии хвостовиков (рис. 39, а).

Точность установки базовых и фиксирующих элементов стапеля общей сборки лопасти составляет $\pm 0,05$ мм и достигается путем использования координатно-инструментального стенда с ЧПУ модели КРИ-1 [12].

Склеивание хвостовых отсеков с лонжероном лопасти в стапеле выполняют по режимам клеевой пленки. Давление создается боковыми прижимами под воздействием пневмоцилиндров. Нагрев в процессе склеивания осуществляется электронагревателями в боковых колодках прижимов. Аналогичную компоновку имеет стапель сборки стреловидной законцовки лопасти НВ (рис. 39, б).

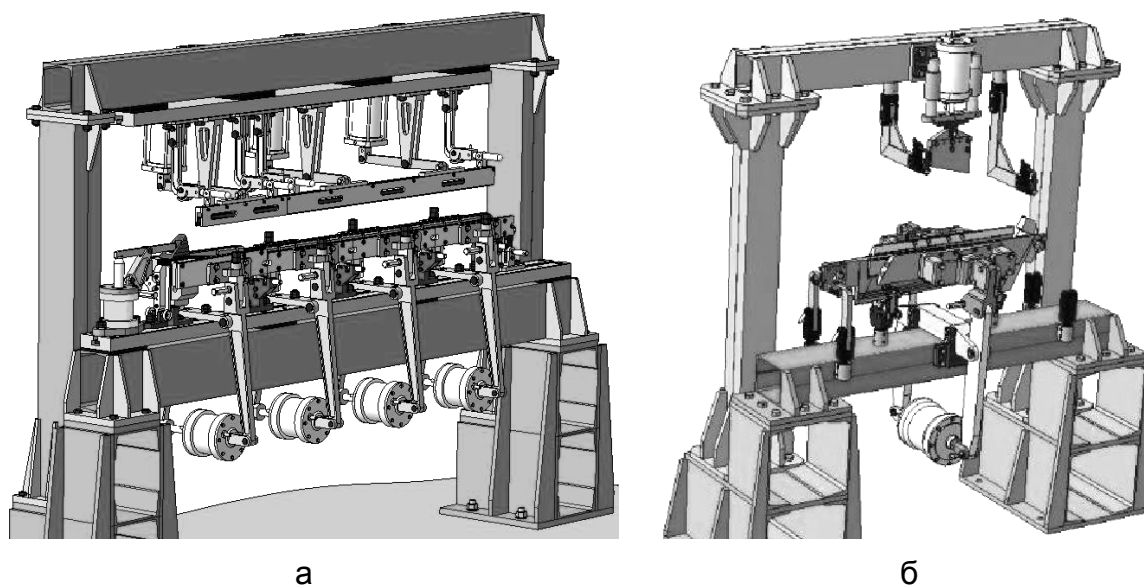


Рис. 39. Компьютерная модель: а - секции стапеля общей сборки лопасти НВ
б – секция стапеля сборки стреловидной законцовки лопасти НВ

Операция сборки-склейки композитной лопасти в стапеле включает следующие технологические переходы [12]:

1. Подготовка стапеля к выполнению операции склейки.
2. Проверка композитного лонжерона лопасти на отсутствие механических повреждений.
3. Установка лонжерона лопасти в стапель с фиксацией комлевой части лонжерона по отверстиям и плоскости в фиксаторах стапеля; закрепление концевой части лонжерона прижимом в ложементе.
4. Поочередная подгонка и прирезка хвостовых отсеков лопасти, комлевого отсека и обтекателя с контролем положения хвостовых отсеков и прилегания лапок нервюр.
5. Выемка лонжерона из стапеля. Подготовка склеиваемых поверхностей лонжерона путем зашкуривания.
6. Установка и фиксация лонжерона лопасти в стапеле, контроль кривизны.
7. Раскрой нетканого полотна для армирования жидкого клея, нанесение клея на заднюю стенку лонжерона, прикатка нетканого полотна к задней стенке лонжерона.
8. Нанесение клея на склеиваемые поверхности хвостовых отсеков.
9. Нанесение двух слоев клея на торцевые нервюры хвостовых отсеков и межотсечные вкладыши с последующей промежуточной выдержкой.
10. Последовательная установка хвостовых отсеков и межотсечных вкладышей. Фиксация отсеков проводится верхним прижимом стапеля с помощью пневмоцилиндров.
11. Установка и приклеивание комлевого отсека с предварительной подготовкой склеиваемых поверхностей.
12. Установка боковых прижимов стапеля в рабочее положение с контролем отсутствия зазоров между отсеками и прижимными элементами стапеля.
13. Приклеивание хвостовых отсеков к лонжерону лопасти при заданном температурном режиме (регламентированы скорость набора температуры, время выдержки и скорость охлаждения).

14. Контроль общей сборки лопасти в стапеле включает в себя проверку [12]:

- положения отсеков под давлением со стороны прижимов и после снятия давления;
- величину увода хвостовых отсеков по хвостовой кромке от теоретического положения (увод кромки «вниз» не допускается).

15. Выемка композитной лопасти из стапеля и установка ее горизонтально на ложементы.

16. Зачистка излишков выдавившегося клея, осмотр лонжерона и отсеков лопасти на отсутствие механических повреждений.

17. Контрольные операции включают в себя:

- внешний осмотр качества склейки лопасти и отсутствие непроклеев;
- измерение величины межотсечных зазоров;
- измерение величины утяжек хвостовых отсеков;
- измерение крутки лопасти.

Внестапельные работы, завершающие процесс изготовления композитной лопасти вертолета, состоят из следующих операций [12]:

1. Установка заглушек, монтаж элементов электропроводки к габаритному огню, установка обтекателей законцовки и комлевой части лопасти.

2. Взвешивание лопасти – определение массы и положение центра тяжести, расчет центровки.

3. Окраска наружной поверхности лопасти в окрасочной камере.

4. Монтаж узла и проверка работоспособности контурного огня.

5. Монтаж швартовочного узла.

6. Проверка противообледенительной системы, в том числе:

- в нормальных условиях (целостность электрической цепи);
- испытание в ванне с водой;
- проверка в режиме нагрева до 60...70 °С на поверхности носка в течение 10–15 мин с последующим контролем отсутствия непроклеев и прогаров.

7. Взвешивание лопасти после окраски.

8. Расчет и установка балансировочных грузов.

9. Контрольная балансировка лопасти.

10. Поперечная центровка лопасти на специальном приспособлении. Расчет расположения центра тяжести. Взвешивание лопасти при проверке поперечной центровки с точностью 0,01 кг.

12. Измерение углов свеса и маха лопасти на специальном стенде.

13. Контроль службой технического контроля окончательно готовой лопасти на соответствие чертежам и техническим условиям и сдача принятых лопастей представителю заказчика.

Как показывает опыт, в серийном производстве лопастей НВ из композиционных материалов соотношение трудоемкостей выполнения основных работ примерно таково: изготовление лонжерона из ПКМ – 45 %, хвостовых отсеков – 20 %, общая сборка композитной лопасти вертолета – 20 % [12, 13].

Технология намотки конструкций несущих поверхностей вертолета

Предложен способ изготовления конструкций несущих поверхностей типа крыла, лопастей НВ и РВ, киля, стабилизатора вертолета из ПКМ. В этом способе осуществляют непрерывную многоциклическую спиральную намотку ар-

мирующего материала (АМ) на вращающуюся оправку, которая расположена на трехкоординатном намоточном станке токарного типа с ЧПУ [22].

Укладку материала осуществляют по комбинированной траектории, состоящей в каждом цикле из четырех спиральных участков, двух прямолинейных переходов по корневому торцу и двух окружных участков, плавно переходящих друг в друга, причем начальную точку укладки материала в каждом последующем цикле смещают относительно аналогичной точки предыдущего цикла в направлении корневого торца (рис. 40).

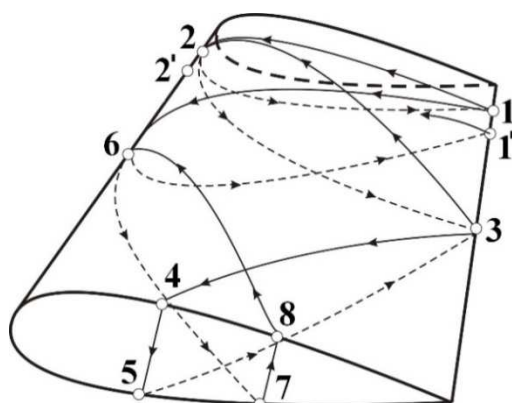


Рис. 40. Схема укладки АМ при использовании предложенного способа: 1 – начальная точка первого витка; 2...8 – точки укладки АМ первого витка; 1' – начальная точка второго витка; 2'... – точки укладки АМ второго витка

При определении схемы намотки необходимо, прежде всего, определить критерии качества построения сети АМ [22, 23]. В нашем случае одним из критериев может быть условие обеспечения плотной (без зазоров) укладки армирующего материала [24, 25].

Очевидно, что при геодезической намотке положение витка АМ полностью определяется геометрическими параметрами оправки, координатами предельной точки витка, координатой x и углом α между плоскостями, проходящими через характерный меридиан и базовый меридиан.

Основным принципом, который используют для расчета ширины ленты, является соответствие траектории укладки крайних нитей ленты (рис. 41, 42) траектории находящейся в пределах угла трения, что будет препятствовать рассыпанию ленты АМ.

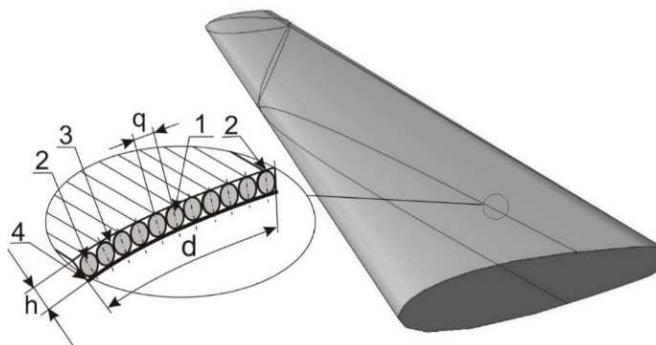


Рис. 41. Схема поперечного сечения ленты АМ из однонаправленных нитей на поверхности оправки: 1 – средняя нить ленты; 2 – крайняя нить ленты; 3 – связующий материал; 4 – линия сечения поверхности оправки

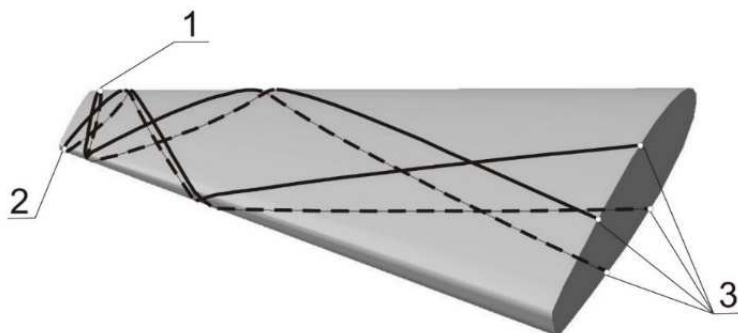


Рис. 42. Схема нанесения двух первых витков АМ на оправку крыла:
1 - предельная точка первого витка; 2 - предельная точка второго витка;
3 - точки начала и окончания витков

На рис. 43 показано компьютерное моделирование этапов укладки ленты АМ на технологическую оправку в зависимости от количества витков.

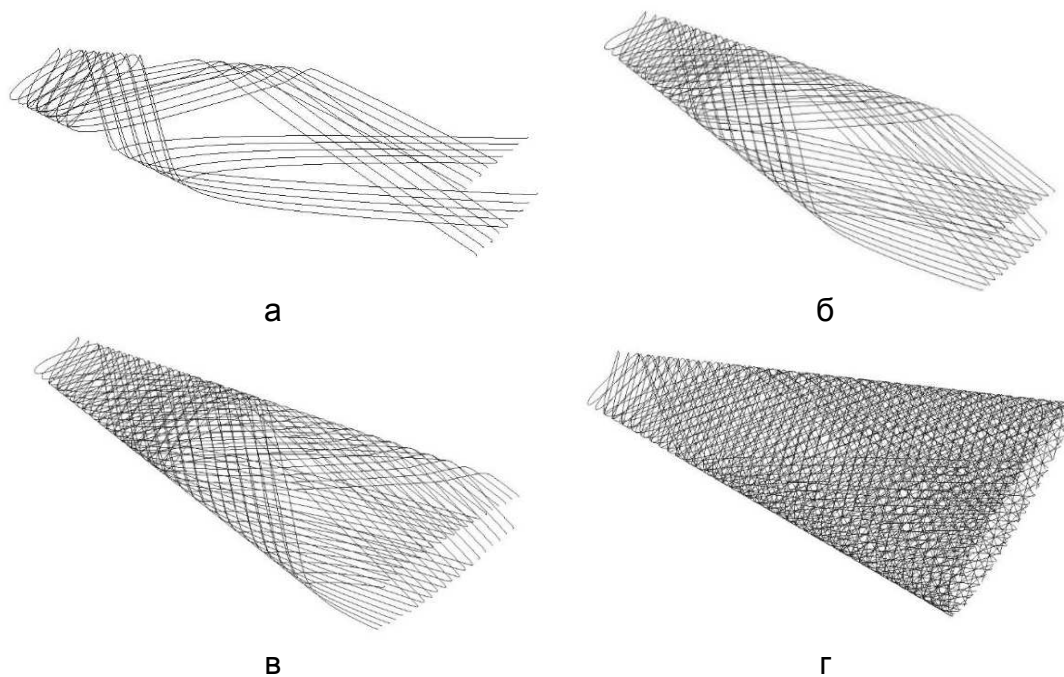


Рис. 43. Компьютерное моделирование этапов укладки ленты АМ на технологическую оправку по количеству витков: а - 10; б - 20; в - 30; г - 88

На рис. 44 и 45 показан процесс изготовления методом намотки неосесимметричных аэродинамических силовых элементов конструкции типа крыльев самолета, лопастей вертолета и воздушных винтов из ПКМ [26].

Предложена схема армирования поверхности, позволяющая получить переменную толщину стенки с ее уменьшением от корневой к концевой нервюре. Получены зависимости, необходимые для определения траектории укладки АМ на поверхности с произвольным выпуклым сечением, и получены траектории перемещения рабочих органов двух- и трехкоординатных намоточных станков с ЧПУ для их реализации.

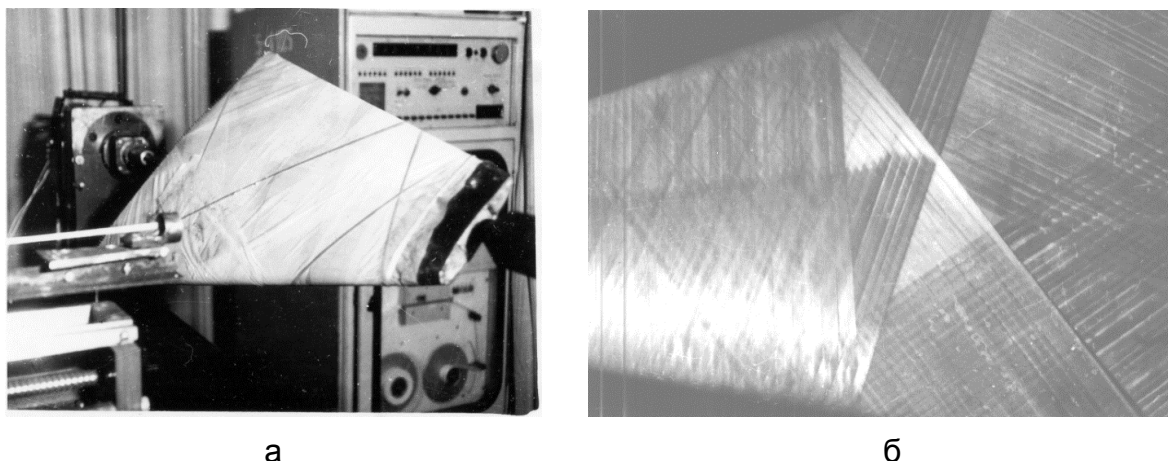


Рис. 44. Процесс намотки крыла малого удлинения на станке с ЧПУ (а) и общий вид рисунка намотки (б)

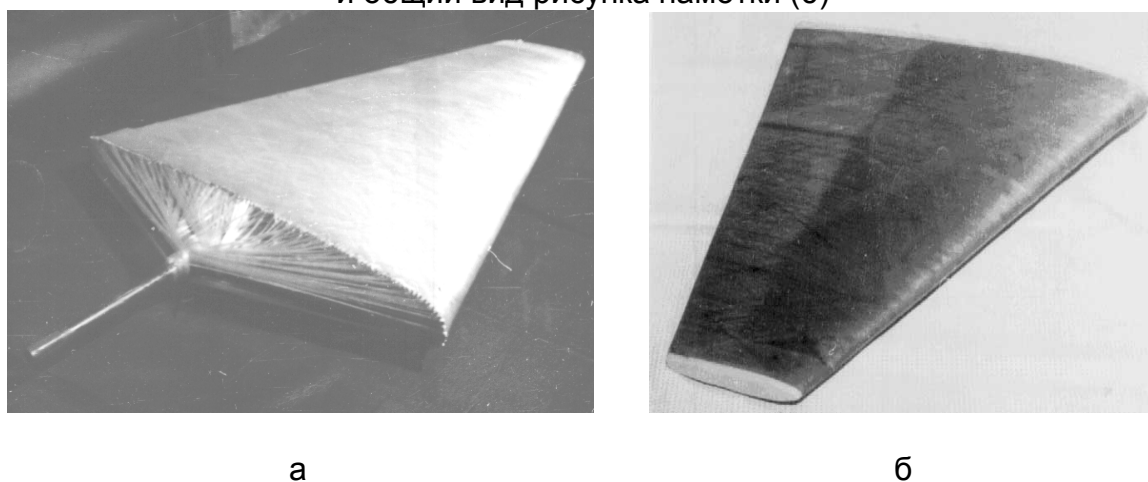


Рис. 45. Стеклопластиковое крыло, изготовленное методом намотки: а – общий вид на оправке; б – после удаления технологического припуска

Разработанная методика расчета может применяться при создании из ПКМ методом намотки различных аэродинамических силовых элементов конструкции с положительной кривизной поверхности.

Для анализа реализации характеристик исходных материалов в конструкциях трапециевидного крыла малого удлинения использованы возможности приложения CosmosWorks CAD/CAM системы SolidWorks [27, 28].

Результаты исследований позволяют заключить, что в испытанных образцах трапециевидных крыльев малого удлинения характеристики материала близки к полученным при испытаниях на растяжение. Это свидетельствует о высоком коэффициенте реализации исходных свойств компонентов ПКМ в готовом изделии [28]. Данная технология была реализована в проекте легкого коммерческого самолета «Е-1», разработанного фирмой «САБИАТ», в виде переднего горизонтального оперения.

Технология автоматизированной намотки может быть рекомендована для реализации в конструкции композитного киля и стабилизатора, а также лонжерона лопасти НВ вертолета более сложного вида в плане.

Выводы

1. Лопасть вертолета из ПКМ представляет собой исключительно сложное изделие с точки зрения, как конструкции, так и технологий, использующих многообразие материалов, видов обработки, контроля и испытаний.

2. Тип базового технологического процесса, выбранного для производства лопастей из ПКМ, оказывает очень большое влияние на конструкцию лопастей, их прочность и стоимость.

3. Стоимость и стабильность характеристик лопастей из ПКМ в значительной мере зависят от того, насколько их конструкция пригодна к применению механизированных и автоматизированных производственных процессов.

4. Для формования интегрального пакета композитной лопасти могут использоваться конкурирующие методы формования: в автоклаве и в пресс-форме. При формовании в автоклаве и обеспечении контура с помощью цулаг могут быть созданы большие давления, но точность формируемой геометрии лучше обеспечивается в пресс-форме.

5. Процесс автоматизированной выкладки позволяет в течение всего времени формования поддерживать давление прикатки и температуру прикатного ролика в узком диапазоне, что обеспечивает стабильность технологического процесса и его высокую производительность.

6. Меняя угол намотки, можно получить различное распределение нагрузок в продольном и окружном направлении, т. е., распределяя армирующий материал вдоль направления действия главных напряжений от действующих нагрузок, можно достигнуть максимального использования прочности исходных волокон в лонжероне лопасти из ПКМ.

7. Резание композиционных материалов необходимо проводить с учетом анизотропии свойств материалов и схемы укладки армирующих волокон. Во избежание расслоений, трещин и выкрашивания материала с обрабатываемой поверхности, разломачивания волокон рекомендуется применять остро заточенный инструмент с высокой твердостью и износостойкостью.

8. Склеивание хвостовых отсеков с лонжероном композитной лопасти в стапеле выполняется при заданном температурном режиме клеевой пленки (регламентированы скорость набора температуры, выдержка и охлаждение).

9. Предложен способ изготовления НП типа крыла, лопастей НВ и РВ, киля, стабилизатора вертолета из ПКМ методом автоматизированной намотки.

10. Предложена схема армирования поверхности, позволяющая получить переменную от корневой к концевой нервюре толщину стенки.

11. Определены траектории перемещения рабочих органов двух- и трехкоординатного намоточного станка с ЧПУ для их реализации.

12. Показан вариант компьютерного моделирования этапов укладки ленты АМ на технологическую оправку.

13. Представлена технология изготовления крыла малого удлинения из ПКМ методом автоматизированной намотки.

14. Данная технология реализована в виде переднего горизонтального оперения легкого коммерческого самолета «САВИАТ Е-1».

15. Технология автоматизированной намотки может быть рекомендована для реализации в конструкции композитного киля и стабилизатора, а также лонжерона лопасти несущего винта более сложного вида в плане.

Список использованных источников

1. Проектирование тяжелых одновинтовых вертолетов и их трансмиссий. Учебник. Ч. 1. /А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный, А.И. Долматов, В.Н. Доценко, Ю.В. Дьяченко, С.В. Епифанов, Я.С. Карпов, Е.Д. Ковалев, Л.И. Лосев, С.Е. Маркович, В.Т. Сикульский, С.В. Трубаев, В.А. Удовенко, В.В. Усик, В.А. Урбанович, М.Н. Федотов. — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. — 331 с.
2. Воробей, В.В. Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций: монография /В.В. Воробей, В.Б. Маркин. - Новосибирск: Наука, 2006. — 190 с.
3. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении / под ред. А.Г. Братухина, В.С. Боголюбова, О.С. Сироткина. — М.: Готика. — 2003, 516 с.
4. Чернышов, Е.А. Современные технологии производства изделий из композиционных материалов /Е.А. Чернышов, А.Д. Романов//Современные наукоемкие технологии. — 2014. — № 2. — С. 46-51.
5. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории [Текст]: учеб. пособие: в 3 ч. /А. Г. Гребеников, Ю. А. Воробьев, П. А. Фомичев и др. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2016. — Ч. 1. — 407 с.
6. Комиссар, О.Н. Композиционные материалы и технологии для аэрокосмической промышленности /О.Н. Комиссар //Новости материаловедения. Наука и техника. — №4. — 2013. — С.1–4.
7. Jose Manuel Luna Dias Composites: 30 years of continued R&D as the driving force behind aero structures progress / SAMPE EUROPE 33th International Conference and Forum – Keynote 1. — p. 2 – 41.
8. Битюков, Ю.И. Численный анализ схемы укладки ленты переменной ширины на технологическую оправку в процессе намотки конструкций из композиционных материалов /Ю.И. Битюков, В.А. Калинин //Механика композиционных материалов и конструкций.—2010.—Т. 16. — №2. — С. 276-290.
9. Князев, Д.Н. Математические модели и алгоритмы программирования процессов формообразования изделий методом намотки: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.13.18 / Д.Н. Князев. — Новочеркасск, 2002.
10. Попов, Ю.О. Новое поколение материалов и технологий для изготовления лонжеронов лопастей вертолета /Ю.О. Попов, Т.В. Колокольцева, А.В. Хрульков //Авиационные материалы и технологии. — 2014. — № 2. — С. 5–9.
11. Каблов, Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» /Е.Н. Каблов //Авиационные материалы и технологии. — 2015. — №1 (34). — С. 3–33.
12. Технология вертолетостроения. Технология производства лопастей вертолетов и авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов /Б.Н. Слюсарь, М.Б. Флек, Е.С. Гольдберг и др. — Ростов н/Д: Изд-во ЮНЦ РАН, 2013. — 230 с.
13. Бохоева, Л.А. Выбор оптимальной технологии изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов /Л.А. Бохоева //Изв. вузов. — М.: Машиностроение, 2011. — №5. — С. 20– 24.
14. Manufacturing Solutions for The Aerospace Industry. Products Brochure // MAG IAS, LLC. 2010. URL: http://exposant.technotheque.fr/files/docs/solutions-mag-dans-aeronautique_1294911440.pdf

15. Дудник, В.В. Конструкция вертолетов /В.В. Дудник. – Ростов н/Д: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.
16. Baker, A. A. Composite Materials for Aircraft Structures / A. A. Baker. – Eurospan, 2004. – 400 p.
17. Михайлин, Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы /Ю.А. Михайлин. – СПб: Научные основы и технологии, 2008. – 822 с.
18. Крысин, В.Н. Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций /В.Н Крысин, М.В. Крысин. – М.: Машиностроение, 1989. – 235 с.
19. Composite Materials Handbook. V. 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials, 2002, Department of Defense, USA.– 950 p.
20. Composite Materials Handbook. V. 2 – Polymer Matrix Composites Materials Properties, 2002, Department of Defense, USA, 760 p.
21. Composite Materials Handbook. V. 3 - Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design and Analysis, 2002, Department of Defense, USA, 840 p.
22. Пат. RU 2 089 444 МКП В 64 С 3/20; В 64 F 5/00; В 32 В 33/00. Способ изготовления сложнопрофильных изделий из композиционных материалов методом непрерывной намотки /Рач В.А., Могильный Г.А., Малков И. В. – Восточноукраинский государственный университет, 25.08.1995, 10.09.1997 г.
23. Маринин, В.И. Оптимизация траектории укладки нити на поверхности оправки /В.И Маринин, А.А. Артеменко // Изв. вузов. Сев. - Кавк. регион. Техн. науки. – 2003. - Прил. 1. - С. 23-28.
24. Маринин, В. И. Расчет сети намотки для сложной поверхности /В.И. Маринин, Д.Н. Князев, С.М. Журихин //Труды IV Московской международной конференции «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов». – М., 2005.
25. Гуменников, В.В. Исследование силы натяжения в нитях при продольной намотке изделий из композитов /В.В Гуменников, Я.С. Карпов //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАИ», 2013. – Вып. 59. – С. 104–114.
26. Машиностроение. Энциклопедия /Ред.совет: К.В. Фролов (пред.). – М.: Машиностроение. Технология производства изделий из композиционных материалов, пластмасс, стекла и керамики. Т. III-6 /В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин, Г.С. Головкин и др.; под общ. ред. В.С. Боголюбова. 2006. – 576 с.
27. Алямовский, А.А. SolidWorks/CosmosWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов /А.А. Алямовский. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 432 с.
28. Киреев, И.Ю. Технология намотки композитных крыльев малого удлинения беспилотных летательных аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 /И.Ю. Киреев. – Харьков, 2011. – 163 с.

Reference

1. Grebenikov, A.G., Gumennyj, A.M., Dolmatov, A.I., Docenko, V.N., D'jachenko, Ju.V., Epifanov, S.V., Karpov, Ja.S., Kovalev, E.D., Losev, L.I., Markovich, S.E., Sikul'skij, V.T., Trubaev, S.V., Udovenko, V.A., Usik, V.V., Urbanovich, V.A., Fedotov, M.N. Proektirovanie tjazhelyh odnovintovyh vertoletov i ih transmissij. Ch. 1. Uchebnyk. [Design of heavy single-rotor helicopters and their transmissions]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2007, 331p.
2. Vorobej, V.V., Markin, V.B. Kontrol' kachestva izgotovlenija i tehnologija remonta kompozitnyh konstrukcij: monografija [Production quality control and repair technology for composite structures].Novosibirsk. Nauka, 2006, 190 p.

3. Bratuhin, A.G., Bogoljubov, V.S., Sirotkin, O.S. Tehnologija proizvodstva izdelij i integral'nyh konstrukcij iz kompozicionnyh materialov v mashinostroenii [Production technology of products and integral structures made of composite materials in mechanical engineering]. Moscow, Gotika, 2003, 516 p.

4. Chernyshov, E.A., Romanov, A.D. Sovremennye tehnologii proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov [Modern production technology of composite materials]. Sovremennye naukoemkie tehnologii, 2014, no.2, pp. 46-51.

5. Grebenikov, A.G., Vorob'ev, Ju.A., Fomichev, P.A. Integrirovannoe proektirovanie vintokrylyh letatel'nyh apparatov transportnoj kategorii: ucheb. posobie: v 3 ch. [Integrated design of rotary-wing aircraft transport category]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2016, part1, 407 p.

6. Komissar, O.N. Kompozicionnye materialy i tehnologii dlja ajerokosmicheskoy promyshlennosti [Composition materials and technologies for aerospace industry]. Novosti materialovedenija. Nauka i tehnika, 2013, no. 4, pp.1–4.

7. Jose Manuel Luna Dias Composites: 30 years of continued R&D as the driving force behind aero structures progress / SAMPE EUROPE 33th International Conference and Forum – Keynote 1. – pp. 2 – 41.

8. Bitjukov, Ju.I., Kalinin, V.A. Chislennyj analiz shemy ukladki lenty peremennoj shiriny na tehnologicheskiju opravku v processe namotki konstrukcij iz kompozicionnyh materialov [Numerical analysis of chart of piling of ribbon of variable width on the technological mounting in the process of winding of constructions from composition materials]. Mehanika kompozicionnyh materialov i konstrukcij, 2010, vol. 16, no. 2, pp. 276-290.

9. Knjazev, D.N. Matematicheskie modeli i algoritmy programmirovaniya processov formoobrazovaniya izdelij metodom namotki.: Avtoref. dys. ... kand. tekhn. nauk [Mathematical models and algorithms of programming of processes of shaping of wares a winding method. Avtoref. diss. ... cand. tech. sci.]. Novocherkassk, 2002.

10. Popov, Ju.O., Kolokol'ceva, T.V., Hrul'kov, A.V. Novoe pokolenie materialov i tehnologij dlja izgotovlenija lonzheronov lopastej vertoleta [A new generation of materials and technologies for the manufacture of helicopter blade spars]. Aviacionnye materialy i tehnologii, 2014, no. 2, pp. 5–9.

11. Kablov, E.N. Innovacionnye razrabotki FGUP «VIAM» GNC RF po realizacii «Strategicheskikh napravlenij razvitija materialov i tehnologij ih pererabotki na period do 2030 goda» [Innovative development of FSUE "VIAM" SSC RF on the implementation of the "Strategic directions of development of materials and technologies for their processing for the period until 2030"]. Aviacionnye materialy i tehnologii, 2015, no. 1(34), pp. 3–33.

12. Sljusar', B.N., Flek, M.B., Gol'dberg, E.S. Tehnologija vertoletostroenija. Tehnologija proizvodstva lopastej vertoletov i aviacionnyh konstrukcij iz polimernyh kompozicionnyh materialov [Helicopter technology. The production technology of helicopter blades and aircraft structures made of polymer composite materials]. Rostov n/D, JuNC RAN Publ., 2013, 230 p.

13. Bohoeva, L.A. Vybor optimal'noj tehnologii izgotovlenija lopasti vertoleta iz kompozicionnyh materialov [Selection of the optimal manufacturing technology for a helicopter blade from composite materials]. Moscow, Mashinostroenie, Izv. vuzov. Publ., 2011, no. 5, pp. 20– 24.

14. Manufacturing Solutions for The Aerospace Industry. Products Brochure // MAG IAS, LLC. 2010. URL: http://exposant.technotheque.fr/files/docs/solutions-mag-dans-aeronautique_1294911440.pdf

15. Dudnik, V.V. Konstrukcija vertoletov [Helicopter design]. Rostov n/D, Izdatel'skij dom IUI AP Publ., 2005, 158 p.

16. Baker, A. A. Composite Materials for Aircraft Structures / A. A. Baker. – Eurospan, 2004. – 400 p.

17. Mihajlin, Ju.A. Konstrukcionnye polimernye kompozicionnye materialy [Structural Polymer Composite Materials]. St. Petersburg, Nauchnye osnovy i tehnologii, 2008, 822 p.

18. Krysin, V.N., Krysin, M.V. Tehnologicheskie processy formovaniya, namotki i skleivaniya konstrukcij [Technological processes of forming, winding and gluing structures]. Moscow, Mashinostroenie, 1989, 235 p.

19. Composite Materials Handbook. V. 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines Marinin, V. I. Raschet seti namotki dlja slozhnoj poverhnosti /V.I. Marinin, D.N. Knjazev, S.M. Zhurihin // Trudy IV Moskovskoj mezhdunarodnoj konferencii «Teorija i praktika tehnologii proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov». – M., 2005.

20. Composite Materials Handbook. V. 2 – Polymer Matrix Composites Materials Properties, 2002, Department of Defense, USA, 760 p.

21. Composite Materials Handbook. V. 3 - Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design and Analysis, 2002, Department of Defense, USA, 840 p.

22. Rach, V.A., Mogil'nyj, G.A., Malkov, I. V. Sposob izgotovleniya slozhnoprofil'nyh izdelij iz kompozicionnyh materialov metodom nepreryvnoj namotki [A method of manufacturing complex profiles of composite materials by the method of continuous winding]. Patent RF, no. 2089444, 1997.

23. Marinin, V.I., Artemenko, A.A. Optimizacija traektorii ukladki niti na poverhnosti opravki [Optimization of the path of laying the thread on the surface of the mandrel]. Izvestiya vuzov. Severo-kavkazskiy region Tekhnicheskie nauki, 2003, annex 1, pp. 23-28.

24. Marinin, V. I., Knjazev, D.N., Zhurihin S.M. Raschet seti namotki dlja slozhnoj poverhnosti [Calculation of the winding network for a complex surface]. Trudy IV Moskovskoj mezhdunarodnoj konferencii «Teorija i praktika tehnologii proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov» [Proc. IVth Moscow Int. Conf. "Theory and practice of the production technology of products from composite materials and new metal alloys"]. Moscow, 2005. (In Russian).

25. Gumennikov, V.V., Karpov, Ja.S. Issledovanie sily natjazheniya v nitjah pri prodol'noj namotke izdelij iz kompozitov [The study of the tension force in the threads during the longitudinal winding of products from composites]. Otkrytye informacionnye i komp'yuternye integrirovannye tehnologii. Sb. nauch. trudov. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2013, vol. 59, pp. 104–114.

26. Bogoljubov, V.S., Sirotkin, O.S., Golovkin, G.S. Tehnologija proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov, plastmass, stekla i keramiki. Mashinostroenie. Jenciklopedija. [Production technology of products from composite materials, plastics, glass and ceramics. Engineering. Encyclopedia]. Moscow, Mashinostroenie, 2006, vol. III-6, 576 p.

27. Aljamovskij, A.A. SolidWorks/CosmosWorks. Inzhenernyj analiz metodom konechnykh jelementov [SolidWorks / CosmosWorks. Engineering Finite Element Analysis]. Moscow, DMK Press, 2004, 432 p.

28. Kireev, I.Ju. Tehnologija namotki kompozitnyh kryl'ev malogo udlinenija bespilotnyh letatel'nyh apparatov. Diss. kand. tekhn. nauk [The technology of winding composite wings of small lengthening of unmanned aerial vehicles. Diss. cand. tech. sci.]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2011. 163 p.

Поступила в редакцию 11.06.2019, рассмотрена на редколлегии 12.06.2019

Конструктивно-технологічні особливості несучих поверхонь вертольота з полімерних композиційних матеріалів

Проведено аналіз зарубіжного і вітчизняного досвіду застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) в конструкціях несучих поверхонь (НП) вертольота (лопатеї, крила, стабілізатора, кіля), а також технологічних особливостей виготовлення таких конструкцій. Відзначено конструктивно-технологічні і експлуатаційні переваги та недоліки композитних лопатеї в порівнянні з суцільнометалевими лопатями (СМЛ). Розглянуто конструктивно-силові схеми композитних лопатеї несучого гвинта (НГ) вертольота, а також схеми спеціальних стикувальних вузлів лопаті НВ і пакета ПКМ. Представлено маршрутну схему виготовлення композитної лопаті вертольота, проаналізовані технологічні особливості виготовлення композитного лонжерона лопаті методами викладки і намотування. Наведено схему і маршрутну технологію виготовлення хвостового відсіку лопаті, в тому числі схеми викладки і формування композитних обшивок і нервюр. Відзначено ефективність обладнання для автоматичного розкрою рулонного препрега і ручної викладки шарів препрега за допомогою лазерного проектора. Наведено технологічні завдання спеціального програмного забезпечення для викладочного обладнання з ЧПУ. Представлені технологічні переходи загальної збирання-склеювання композитної лопаті вертольота в стапелі. Дано рекомендації по методиці виготовлення моноблочної конструкції НП типу крила, кільової балки і стабілізатора вертольота з ПКМ методом автоматизованого намотування. Запропоновано схему армування поверхні, що дозволяє отримати змінну товщину стінки від кореневої до кінцевої нервюри. Визначено траєкторії переміщення робочих органів трьохкоординатного намоточного верстата з ЧПУ для їх реалізації. Показаний варіант комп'ютерного моделювання етапів укладання армуючої стрічки на технологічну оправку. Представлено технологію виготовлення крила малого подовження з ПКМ методом автоматизованого намотування.

Ключові слова: лопать несучого гвинта, полімерні композиційні матеріали, препрег, технологія, метод викладки, метод намотування, збирка.

Design and Technological Features of Helicopter Lifting Surfaces Made of Polymer Composite Materials

The analysis of both foreign and domestic experience in the use of polymer composite materials in the structures of the lifting surfaces of a helicopter (blades, wing, stabilizer, fin), as well as the technological features of the manufacture of such structures is performed. The design and technological and operational advantages and disadvantages of composite blades compared to all-metal blades are noted. The load-carrying structures of the composite main rotor blades of a helicopter, as well as the schemes of special joints of the MR blade and the polymer composite materials package are considered. The route scheme for manufacturing of the composite blade of a helicopter is presented. The technological features of manufacturing the composite spar of a blade are analyzed by the methods of lay-up and winding-on. The scheme and route technology for manufacturing the tail section of a blade, including the scheme of lay-up and molding of composite covers and ribs, are presented. The efficiency of the equipment for automatic cutting of the roll prepreg and manual lay-

up of the prepreg layers with the help of a laser projector is noted. The technological tasks of special software for lay-up CNC equipment are given. The technological transitions of the general assembly-bonding of a helicopter composite blade in the assembly jig are presented. Recommendations are given on the method of manufacturing a monoblock lifting surfaces of type of a wing, tail pylon and helicopter stabilizer from polymer composite materials using automated winding-on. A scheme of surface reinforcement is proposed. It allows to obtain a variable wall thickness from the root rib to the end rib. The trajectories of movement of the working bodies of a three-coordinate CNC winding machine for their implementation are determined. A variant of a computer simulation of the stages of lay-up of a reinforcing tape on a technological mandrel is shown. The technology of manufacturing a low aspect wing made of polymer composite materials by the method of automated winding is presented.

Keywords: main rotor blade, polymer composite materials, prepreg, technology, lay-up method, winding-on method, assembly.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина,
e-mail: agrebenikov@khai.edu

Дьяченко Юрий Вениаминович – кандидат технических наук, доцент, профессор каф. 104 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина,
e-mail: yuvd50@gmail.com

Коллеров Вячеслав Викторович - кандидат технических наук, доцент, доцент каф. 104 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина,
e-mail: khai134@ukr.net, ORCID: 0000-0002-2578-918.

Малков Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина,
e-mail: i.malkov@khai.edu

Москаленко Николай Иванович – главный конструктор, начальник управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ «Мотор Сич», Запорожье, Украина,

Урбанович Владимир Антонович – доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина,
e-mail: urb_vl@ukr.net