

Э.М. НАЗАРОВ, А.В. БУБНОВ



**ТЕХНОЛОГИЯ
СБОРКИ, МОНТАЖА
И ИСПЫТАНИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ**

39.53873

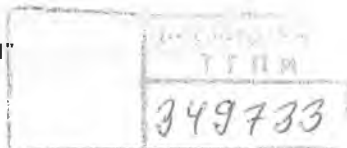
H-80.

Э. М. НАЗАРОВ, А. В. БУБНОВ

ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ, МОНТАЖА И ИСПЫТАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Допущено Министерством высшего и среднего
специального образования Республики Узбекистан
в качестве учебника для студентов
авиационных вузов*

ТАШКЕНТ
"ЎЗБЕКИСТОН"
2003



39.53

H80

Рецензенты: заведующий кафедрой "Технология производства летательных аппаратов" ТГАИ, кандидат технических наук, доцент АБДУЛЛАЕВ М. Х., главный технолог ГАО ТАПОиЧ КАЗНОВ М. И., начальник цеха общей сборки самолета ГАО ТАПОиЧ ТРОФИМОВ А. Ю.

Назаров Э. М., Бубнов А. В. Технология сборки, H80 монтажа и испытаний летательных аппаратов. — Т.: Узбекистон, 2003. — 248 стр.
ISBN 5-640-01759-3

Учебник "Технология сборки, монтажа и испытаний летательных аппаратов" включает в себя ряд разделов: общие понятия о технологии самолетостроения; методы сборки; соединения, применяемые в самолетостроении; сборочные приспособления; монтажные и контрольно-испытательные работы. Приведены сведения о новейшей системе производства самолетов.

Учебник рассчитан на бакалавров по направлению: В 521.000. "Авиастроение и космическая техника".

WT 3206030000-62 2003
M351 (04) 2002

ББК 39.53 я73

© Издательство "Узбекистон", 2003 г.

ВВЕДЕНИЕ

Республика Узбекистан является одной из немногих стран мира, где развито современное самолетостроение. За несколько десятков лет существования авиационного завода в Узбекистане освоено производство девяти типов самолетов. Среди них легендарный ЛИ-2, современные ИЛ-76, ИЛ-78, ИЛ-114.

Государственное акционерное общество "Ташкентское авиационное производственное объединение им. В. П. Чкалова" (ГАО ТАПОиЧ) и авиаремонтный завод гражданской авиации по ремонту и обслуживанию лайнеров для гражданского воздушного флота как отечественных, так и зарубежных, например, "Boeing", "Airbus", имеют ряд контрактов с зарубежными странами о творческом сотрудничестве, а также о поставке различных модификаций самолетов ИЛ-76, ИЛ-114 и по ремонту современных лайнеров зарубежного производства.

Специалисты ТАПОиЧ в свое время оказали огромную помощь ОКБ им. Антонова и Ульяновскому авиационному производственному комплексу в подготовке к серийному производству самых крупных в мире самолетов АН-124 ("Руслан") и АН-224 ("Мрия").

Немалую роль в развитии технологии самолетостроения в Узбекистане играет открытый в 1995 году Ташкентский государственный авиационный институт (ТГАИ).

С первых лет своей организации институт заключил контракт с фирмой Боинг (США) о совместном сотрудничестве на коммерческой основе. Ряд авиационных фирм США и Европы проявляет интерес к отдельным технологическим разработкам ГАО ТАПОиЧ и ТГАИ.

Главное назначение технологии — возможность создания конструкций на основе внедрения новых идей. Например, в 30-х годах возникла идея применения трехщелевых закрылков, но технологические возможности того

периода не позволяли их использовать в конструкции самолетов. Примером влияния технологических возможностей на совершенствование конструкции может служить изменение уровня использования (по годам) титана для изготовления деталей и узлов самолета (рис. 1).

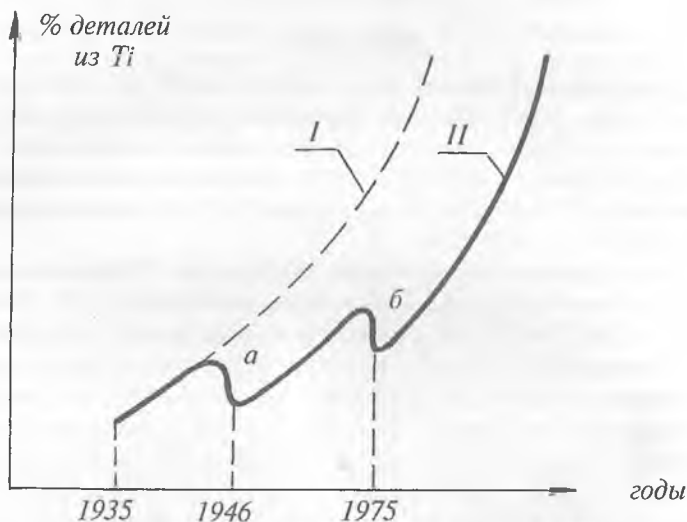


Рис. 1. Плановый (I) и действительный (II) рост применения титана по годам

В начале 40-х годов сократилось использование титана (рис. 1, участок "а") из-за его хрупкости вследствие кислородного и азотного насыщения в процессе термообработки и сварки титановых деталей и узлов.

В результате разработки новых технологических процессов появилась возможность вновь увеличить количество титановых деталей в конструкции самолета. Но ближе к 80-м годам вновь прекратилось применение этого материала (участок "б"), т. к. обнаружилось, что титан интенсивно насыщается водородом при нагреве, что приводит материал к взрывообразному разрушению (водородному разрушению). В условиях нагрева 1 см^3 титана поглощает до 700 см^3 свободного водорода. Инкубационный период водородного разрушения для некоторых марок сталей и алюминиевых сплавов типа ВАД22 и ВАД23 со-

составляет 48—100 дней, для титана — от полугода до бесконечности. Для титана безопасное количество водорода составляет 0,002%, для сталей — 0,0001%.

Использование титана снижает вес конструкции самолета на 10—15%, а композиционных материалов на 30—40%. Стоимость титана примерно в 8—10 раз выше стоимости дюралюминиевых сплавов, а стоимость литья (в вакууме) в 15—30 раз. При механической обработке титана для снятия 1 кг стружки расходуется 60 г инструмента (для 30ХГСА — 2—3 г) и затрачивается 3 нормочаса (на станках с ЧПУ — 0,5 нормочаса). Сварка ответственных узлов из титана производится в специальных герметичных камерах в среде нейтрального газа (аргона), причем чаще всего в камеру помещается весь рабочий участок вместе со сварщиком.

Крайне высока трудоемкость изготовления конструкций из композиционных материалов, а также покупная стоимость их компонентов (например, стоимость бороваолокна — в 400 раз, а углеволокна — в 70 раз выше стоимости дюралюминия Д16).

Если принять стоимость условного самолета из Д16 за единицу, то стоимость современного самолета составит 2—5, самолета из композиционных материалов — 3—4, из специальных сталей — 3—5, из титана — 6—8, из керамики и стеклопластика — 12—20. Следует отметить, что некоторые композиционные материалы превосходят стоимость Д16 в 20—30 раз.

В конструкции современного самолета устанавливается до тысячи килограммов крепежа. Известно, что технология выполнения крепежа существенно влияет на усталостные характеристики, т.е. на ресурс конструкции. Технологические пути повышения ресурса и снижения веса соединения практически исчерпаны.

На кафедре "Технология производства летательных аппаратов" Ташкентского государственного авиационного института найдены пути повышения выносливости, герметичности и снижения веса самолета конструктивными путями: разработаны и введены в отраслевой стандарт (ОСТ) конусные заклепки; разработана технология изготовления болтов и заклепок из высокопрочного алюминиевого сплава В95. Как показали испытания, соединения, выпол-

ненные конусными заклепками, обладают в несколько раз большим ресурсом, чем соединения, выполненные обычными заклепками, и обеспечивают требуемую герметичность швов без применения герметиков, что также снижает вес конструкции. Расчетным путем установлено, что использование в качестве крепежа (в слабонагруженных узлах самолета) болтов, гаек и заклепок из сплава В95 снизило бы вес конструкции самолета типа ИЛ-76 на несколько сот килограммов.

За последние годы почти исчерпаны технологические пути повышения прочности, ресурса, качества, а также снижения веса и стоимости планера самолета. Проектировщикам самолетов необходим отход от традиционных конструктивных решений. Например, авиационными фирмами США установлено, что по соотношению веса, выносливости и стоимости узлов из высокопрочных сталей ($\sigma_n = 1800—2000$ МПа) и обычных конструкционных сталей ($\sigma_n = 400—450$ МПа) более выгодным будет применение обычных сталей.

В последние годы накладываются ограничения на использование в конструкции самолета монолитных узлов и панелей. Монолитные конструкции маложивучи: царапина на монолитной панели быстро превращается в трещину и при статически переменных нагрузках разрушается за 20—30 часов (ресурс клепаной панели из обычных дюралюминиевых сплавов составляет в среднем 50 000 часов).

С повышением скоростей полета соответственно повышаются и требования к точности размеров планера самолета: при скоростях 0,2—0,3М требуется точность 10—15 мм, при 0,6М — 3—5 мм, при 0,8М — 0,8—1,0 мм. Ступенька на поверхности обшивки высотой в 1 мм при полете самолета со скоростью 4М приводит к местному нагреву до 800°C. В балансе общего лобового сопротивления тяжелого сверхзвукового самолета сопротивление трению составляет 60%. Все возможные пути повышения точности поверхности обшивки исчерпаны, осталась одна — шпаклевка.

Американские авиационные фирмы, верные своей традиции — исчислять все в долларах, решили определить, во сколько им обходятся вмятины, зазоры, лишние выступы

на поверхности воздушных лайнеров. Выяснилось, что не-
точная установка органов управления самолета "Боинг-727",
приводящая к боковому скольжению всего в один процент,
приводит к перерасходу топлива на сумму 11300 долларов,
и устранение этого недостатка по времени требует 12 часов
и составляет всего 182 доллара. Неплотность герметизиру-
ющих прокладок у дверей и иллюминаторов, площадь кото-
рых всего 64 см², может потребовать перерасхода топлива
на 7500 долларов, а правильно пригнать уплотнения можно
за 4 часа, и стоит эта работа всего 61 доллар. Небольшие
искажения на передней кромке крыла, горизонтального и вер-
тикального оперения ведут к перерасходу топлива на 6000
долларов, а их исправление стоит всего 122 доллара. Таким
образом, можно сделать вывод — аккуратная работа в 100
раз дешевле, чем небрежная.

Летательные аппараты — сложная и дорогостоящая
техника. Значительную часть стоимости самолета состав-
ляют затраты на его производство, которые из года в год
непрерывно растут. В настоящее время в серийном произ-
водстве на изготовление 1 кг массы изделия, в зависимо-
сти от сложности машины и масштаба производства, зат-
рачивается от 10 до 40 человеко-часов. Но следует отме-
тить, что благодаря непрерывному совершенствованию
технологического процесса производства самолетов, тем-
пы роста трудоемкости значительно ниже темпов услож-
нения изделий. Каждые 15—20 лет сложность конструк-
ций возрастает в 2—4 раза. При таких темпах роста тру-
доемкость 1 кг конструкции могла бы возрасти в 2—5 раз,
фактически же удельная трудоемкость за 15—20 лет воз-
растает в 1,5—3 раза.

Итак, в отрасли самолетостроения наблюдается тен-
денция роста затрат на создание новой техники. Так,
например, стоимость серийно изготавливаемых пассажир-
ских самолетов в настоящее время в 5—6 раз превышает
стоимость самолетов, производившихся 15 лет назад. По
данным иностранной печати стоимость стратегических
бомбардировщиков в 1940—1946 годы составляла 0,7
миллиона долларов, истребителей — 0,1 миллиона, в пос-
ледующие 25 лет цены возросли соответственно от 10 до
30 миллионов долларов. За последние 30 лет значитель-

но возросли удельные расходы на производство 1 кг массы планера самолета: если в 1948—1952 годах стоимость 1 кг планера истребителя типа "Фантом" составляла 130—250 долларов, то стоимость 1 кг массы современного истребителя-перехватчика (США) составляет 1550—2650 долларов. Чрезвычайно возросли удельные расходы на разработку, изготовление и испытание опытного образца самолета: в 1950 году эти расходы составляли 1600 долларов на 1 кг полетной массы, в настоящее время—30 000 долларов*.

Большая доля затрат в производстве самолета приходится на сборочные и монтажно-испытательные работы (более 60%). В настоящее время в отрасли ведется большая работа по снижению трудоемкости сборочных и монтажно-испытательных работ. Для этого планируется создание типовых автоматизированных систем проектирования оптимальных схем сборки изделий, технологических процессов и поточных линий сборки узлов и агрегатов.

Для повышения точности сборки и уменьшения объема подгоночных работ в последние годы стали применяться математические методы увязки заготовительной и сборочной оснастки, а также станки с ЧПУ, как при изготовлении деталей, так и заготовительной оснастки.

Для повышения точности монтажа и контроля сборочной оснастки в будущем планируется применение лазерных систем, а также увеличится применение лазерного луча при сборке узлов панелей и агрегатов самолета в десятки раз по сравнению с настоящим временем.

Большое внимание уделяется повышению степени механизации и автоматизации элементов сборочного процесса.

Главной задачей в области монтажно-испытательных работ является сокращение их трудоемкости и цикла при всемерном повышении качества и обеспечении надежности функционирования бортовых систем.

В настоящее время и в последующие годы заклепочное соединение станет основным видом соединений, применяемых в конструкции самолета.

Ориентировочно количество заклепок на одно изделие составляет:

* Авиационная промышленность: Приложение, 1975.

— для тяжелых и сверхтяжелых самолетов от 1,3 до 3 млн. заклепок (из них 12—15% из титана), что составляет 84% всех соединений;

— для легкого самолета из алюминиевых сплавов от 200 до 400 тыс. заклепок (из них 40—50% из титана), что составляет 57% всех соединений.

В целях значительного увеличения ресурса изделий клепаной конструкции, повышения производительности и снижения трудоемкости выполнения заклепочных соединений, улучшения условий труда и резкого сокращения объема ручной ударной клепки предусматривается:

а) для самолетов среднего, тяжелого и сверхтяжелого классов автоматизировать постановку 46% заклепок;

б) для самолетов легкого класса— автоматизировать постановку 30% заклепок, механизировать постановку 45—50% заклепок.

Реализация указанных показателей будет осуществляться путем:

— создания и внедрения опытных образцов автоматизированного клепального оборудования, в том числе с ЧПУ;

— оснащения заводов необходимым количеством автоматизированного оборудования и замены устаревшего сверлильно-клепального оборудования;

— создания опытных образцов автоматов (типа роботов) для проведения работ в условиях стапельной сборки.

В заключение следует отметить, что в настоящее время генеральной задачей опытно-конструкторских организаций и авиационных производств стран СНГ является скорейшее внедрение в проектные работы и производство самолетов комплексных систем автоматизированного проектирования и производства, например таких, как САТИА и Юниграфикс, созданных на фирме Боинг. Основное преимущество этих систем — охват всего диапазона создания самолета — от проектирования до контроля качества готовой продукции.

Авторы приносят благодарность ведущему специалисту ГАО ТАПОиЧ Александру Сергеевичу Халилову за предоставленный материал о практическом применении в авиационном производстве систем САТИА и Юниграфикс.

ГЛАВА 1

ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1.1. Конструктивно-технологическое и эксплуатационное членение планера самолета

Членение самолета на отдельные под сборки обладает рядом положительных факторов:

1. Расширяется фронт работ при проектировании самолета, что способствует сокращению сроков выпуска нового образца изделия.

2. Появляется возможность параллельной сборки всех сборочных единиц, что снижает цикл сборки.

3. Улучшаются подходы к объектам сборки, что позволяет механизировать и автоматизировать сборочные работы, например, использовать в процессе сборки панелей различное полуавтоматическое и автоматическое сверлильно-клепальное оборудование, и, следовательно, повысить производительность труда и качество сборочных работ.

4. Облегчает ремонт самолета.

Но членение конструкции планера самолета на отдельные под сборки также имеет и существенные недостатки:

— разъемы между под сборками утяжеляют общий вес конструкции (например, один погонный метр разъема между частями крыла тяжелого самолета может весить 90 и более килограммов);

— усложняется процесс увязки размеров сборочных приспособлений, что в конечном счете снижает точность размеров и плавность обводов крупных сборочных единиц, собранных из мелких подборок;

— увеличивается количество сборочной оснастки и, следовательно, объем подготовки производства;

— увеличиваются производственные площади цеха.

В настоящее время в мировом самолетостроении сложилась тенденция к максимальному укрупнению сборочных единиц планера самолета. Конструкция самолета может быть расчленена на агрегаты, отсеки (секции), панели и узлы.

Агрегат — конструктивно и технологически законченная часть самолета, имеющая целевое назначение (созда-

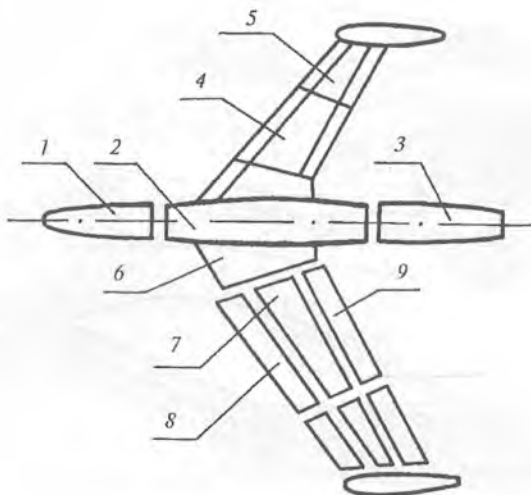


Рис. 1.1. Членение планера самолета:

1 — отсек Ф-1; 2 — отсек Ф-2; 3 — отсек Ф-3; 4 — СЧК;
 5 — ОЧК; 6 — центроплан; 7 — кессон; 8 — носовая часть крыла;
 9 — хвостовая часть крыла

ние подъемной силы, обеспечение путевой устойчивости, поперечной устойчивости и т. д.): крыло, киль, стабилизатор и т.д.

Отсек — конструктивно и технологически законченная часть агрегата. Например, отсеки крыла: СЧК, ОЧК, хвостовая часть крыла, носовая часть крыла; отсеки фюзеляжа Ф-1, Ф-2, Ф-3 и т.д. (рис. 1.1).

Панель — конструктивно и технологически законченная часть отсека (агрегата), имеющая незамкнутый контур. Конструктивно панель состоит из обшивки, подкрепленной продольным (и поперечным) набором (стрингеры, ободы шпангоутов, поясы нервюры и т.д.) (рис. 1.2).

Узел — наиболее низкая ступень расчленения объектов сборки. Это сборочная единица, состоящая не менее чем из двух деталей, например, сборные нервюры, лонжероны, шпангоуты, кронштейны и т.д.

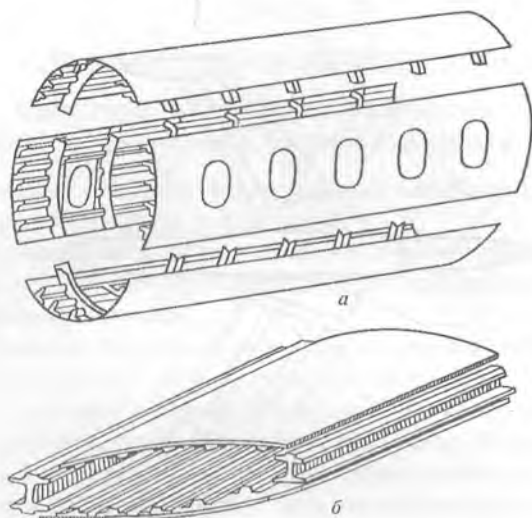


Рис.1.2. Панелирование отсеков:
а — панели Ф-2; *б* — панели кессона крыла

1.2. Виды разъемов планера

Членение планера самолета на отдельные под сборки осуществляется при помощи разъемов. Существуют разъемы трех типов: конструктивные, технологические и эксплуатационные.

1. Конструктивные разъемы делаются из конструктивных соображений, например, разъем фюзеляжа с центропланом, килем, стабилизатором и т.д. Кроме того, конструктивные разъемы делаются в следующих случаях:

а) резкая разница в конструкции агрегатов и отсеков и связанных с этим особенностей технологии изготовления. Например, зоны конструкции планера самолета, где необходима герметизация, выделяются в отдельные отсеки, т.к. они требуют специальной технологии сборки и испытаний на герметичность (топливный отсек или гермоотсек фюзеляжа и т.д.) (рис. 1.3);

б) если для отдельных частей агрегатов применяются специфические материалы. Например, в некоторых случаях носовую часть фюзеляжа сверхзвуковых самолетов выделяют в отдельные отсеки, изготавливаемые из специального теплоустойчивого и радиопрозрачного материала (рис. 1.4).



Рис. 1.3. Конструктивный разъем планера самолета

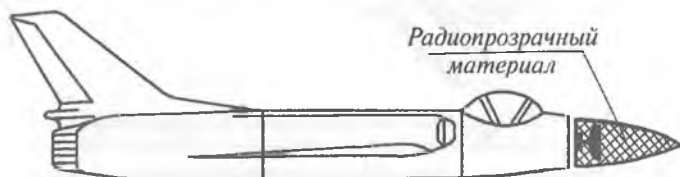


Рис. 1.4. Конструктивный разъем носовой части фюзеляжа

2. Технологические разъемы делаются в основном из-за потребностей производства: для возможности механизировать и автоматизировать сборочные процессы. Например, членение агрегатов и отсеков на панели и плоские каркасные узлы позволяет в сверлильно-клепальных работах использовать различные станки, полуавтоматическое и автоматическое оборудование. Кроме того, технологические разъемы могут быть вызваны организационно-экономическими соображениями: расширение фронта сборочных работ.

3. Эксплуатационные разъемы вызываются требованиями эксплуатации самолета. Например, разъем носового или хвостового отсеков фюзеляжа некоторых транспортных самолетов для отклонения на шарнирах при загрузке грузовых отсеков (рис. 1.5). Также примерами эксплуатационных разъемов могут служить отсоединяемые в момент аварии гермокабины экипажей самолетов, подвесные топливные баки, места разъема поворотной части крыла с изменяемой геометрией, отклоняемый при посадке носок фюзеляжа и т. д. Иногда эксплуатационные разъемы создают для удобства наземной или водной транспортировки самолетов.

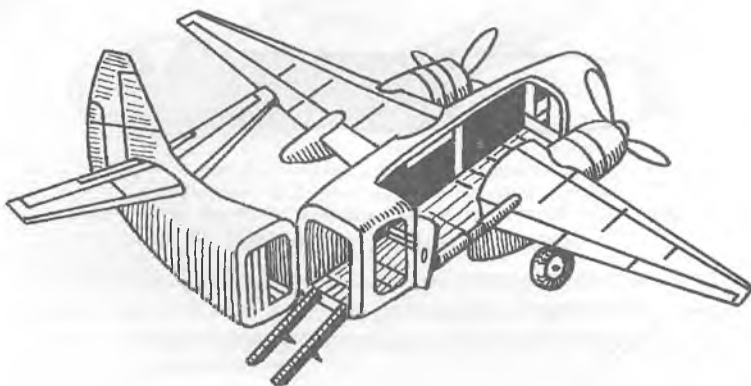


Рис. 1.5. Эксплуатационный разъем фюзеляжа

1.3. Понятие о технологическом процессе и его составляющих

Изготовление самолета производится в несколько этапов:

1. **Изготовление деталей самолета** — из материала и полуфабрикатов.

2. **Узловая сборка** — сборка узлов и панелей из деталей самолета.

3. **Агрегатная сборка** — из узлов, панелей и деталей производится сборка агрегатов и отсеков самолета.

4. **Предварительная сборка самолета** — из агрегатов, отсеков, узлов и деталей производится общая сборка планера самолета и установка некоторых покупных изделий (ГИЗ).

5. **Окончательная сборка самолета** — монтаж и автономные испытания бортовых систем самолета.

6. **Комплексные контрольно-испытательные работы.** В условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, осуществляется комплексная проверка и регулировка всех систем самолета.

7. **Заключительный этап** — контрольные и сдаточные летные испытания.

На рис. 1.6 схематически показано поэтапное изготовление самолета, которое приводит к делению общего технологического процесса на отдельные составляющие. Например, технологический процесс изготовления агрегата самолета включает в себя процессы изготовления его деталей и узлов, а также сборку, монтаж, регулирование и испытания агрегата.

Эти относительно самостоятельные технологические процессы изготовления частей самолета составляют общий технологический процесс изготовления деталей самолета, а также процессы сборки, монтажа, регулирования и испытаний самолета в целом.

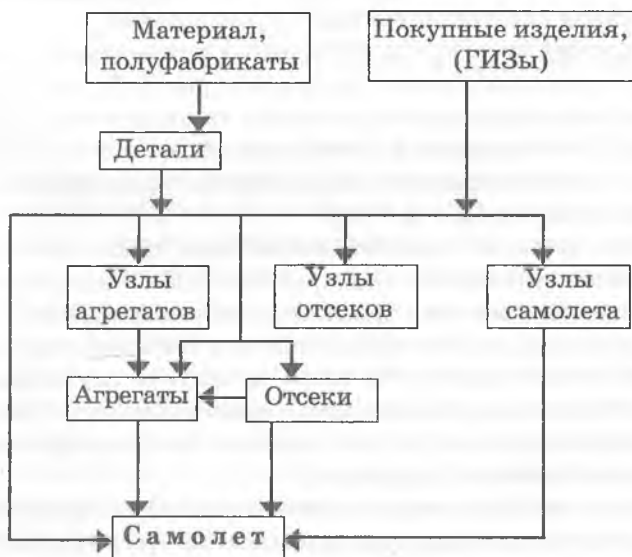


Рис. 1.6. Составляющие технологического процесса изготовления самолета

1.4. Понятие технологичности конструкции изделия

Понятие технологичности конструкции изделия означает степень соответствия совокупности его конструктивных характеристик требованиям производства.

В литературе встречается много различных критериев оценки технологичности конструкции. Одним из основных критериев является экономический показатель, например, затраты на изготовление конструкции. Из двух изделий одного и того же назначения, но различных по конструктивному исполнению, более технологичным считается то, на изготовление которого необходимы меньшие затраты ресурсов живого и овеществленного труда.

Следовательно, технологичность конструкции в целом характеризует степень совершенства изделия. Но оценивая технологичность конструкции, необходимо принимать во внимание масштаб производства: одна и та же конструкция может быть высоко технологичной для крупносерийного или массового производства и совершенно нетехнологичной для мелкосерийного производства.

Например, из двух конструктивных типов нервюры, имеющих одинаковое целевое назначение (рис. 1.7), для крупносерийного производства наиболее технологичной будет нервюра, изготовленная путем горячей штамповки (рис. 1.7, б), а для единичного и мелкосерийного производства — сборная нервюра (рис. 1.7, а).

Действительно, с экономической точки зрения для мелкосерийного производства затраты на дорогостоящее специальное оборудование, приспособления и инструмент, необходимые при изготовлении нервюры горячей штамповкой, не целесообразны. Эти затраты могут не окупиться и при эксплуатации малой партии изделий из-за их высокой себестоимости и за счет высокой амортизационной стоимости единицы продукции.

Изготовление нервюры горячей штамповкой более экономично в крупносерийном производстве. Несмотря на то, что капитальные вложения на оснащение производственного участка довольно высоки, полная стоимость партии

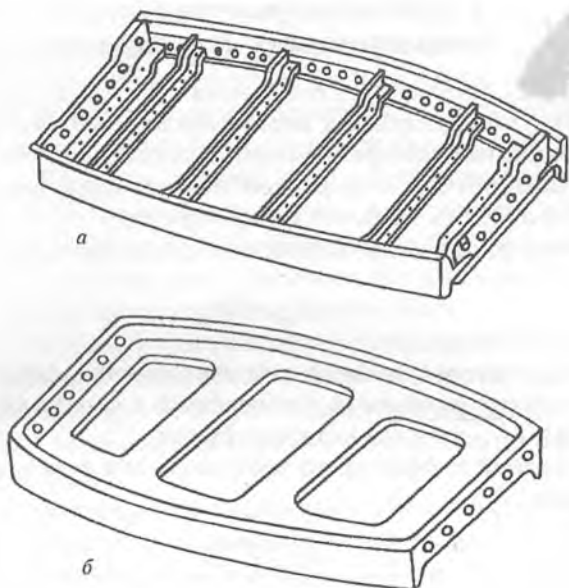


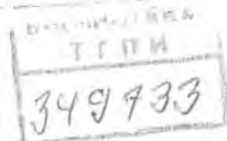
Рис. 1.7. Конструктивные варианты нервюры:
 а — сборная нервюры; б — цельноштампованная нервюры

изделий будет ниже, чем при изготовлении сборной нервюры за счет более низкой трудоемкости изделия и малой доли амортизационной стоимости единицы продукции.

Таким образом, при разработке конструкции агрегата или узла проектировщик должен учитывать специфические требования к технологичности конструкции в зависимости от программы выпуска изделий.

Поэтому конструкции, предназначенные для малых партий изделий, должны быть удобны для изготовления при помощи универсальных технологических приемов.

Проектируя конструкции, предназначенные для изготовления изделий крупными партиями, необходимо учесть, что специфика этого типа производства заключается в высоком уровне его оснащенности высокопроизводительными машинами, приспособлениями, инструментом и т. д.



1.5. Количественная оценка технологичности конструкции

Для количественного сравнения технологичности различных конструктивных вариантов изделия пользуются безразмерными коэффициентами, характеризующими степень соответствия конкретной конструкции отдельным технологическим требованиям, например:

— коэффициент преемственности конструкции

$$K_{np} = \frac{G_3}{G_k},$$

где G_3 — суммарный вес частей самолета, заимствованных из ранее созданных и освоенных в серийном производстве; G_k — полный вес конструкции;

— средний коэффициент повторяемости элементов конструкции

$$K_{mv} = \frac{N_3}{N_n},$$

где N_3 — количество элементов конструкции; N_n — количество наименований конструкции.

Эти коэффициенты дают лишь ориентировочную оценку отдельных сторон технологичности конструкции. Наиболее общую сравнительную оценку технологичности различных вариантов изделия можно сделать путем сравнения следующих технико-экономических показателей: трудоемкость (человеко-часы); себестоимость (сум.); цикл сборки (часов/изделие); капиталовложения (сум.).

В целом же разработкой системы объективной и полной количественной оценки технологичности конструкции в настоящее время заняты ученые-исследователи.

1.6. Общая характеристика соединений, применяемых в самолетостроении

Конструктивные элементы самолетов могут соединяться друг с другом посредством одного из следующих видов соединений: неподвижные неразъемные; неподвижные разъемные; подвижные разъемные.

Неподвижные неразъемные соединения обеспечивают неизменное положение соединенных элементов относительно друг друга. Разборка изделий, имеющих этот вид соединений, не предусмотрена в процессе эксплуатации и ремонта. При разборке конструкции повреждаются либо соединяемые элементы, либо соединяющие детали (материал). Неподвижные соединения выполняются клепкой, сваркой, пайкой, склеиванием, установкой болта с натягом.

К неподвижным разъемным соединениям относятся болтовые и винтовые соединения.

Подвижные разъемные соединения допускают перемещение соединенных элементов конструкции относительно друг друга. К ним относятся: шарнирные болтовые пары, подшипники скольжения, винтовые передачи, зубчатые пары.

Вид соединения принимается в зависимости от назначения конструкции и применяемого материала. Например, объем видов соединения (в %) в зависимости от основного материала, применяемого в конструкции планера самолета, показан в табл. 1.1.

Таблица 1.1

Вид соединения	Основной материал планера, в %	
	Дюралюминий	Стали
Клепка	60	5
Сварка	20	75
Болтовые соединения	20	20

В последнее время в конструкции планера тяжелых самолетов все шире применяются монолитные панели, которые соединяются с каркасом планера посредством болтовых соединений. Поэтому для тяжелых самолетов соотношение заклепочных и болтовых соединений будет несколько отличаться от данных, приведенных в табл. 1.1.

Вид соединения существенно влияет на технологический процесс сборки, т.к. от него зависит конструкция сборочного приспособления, а также применяемый инструмент и оборудование.

ГЛАВА 2 ЗАКЛЕПОЧНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

Заклепочное соединение — это неразъемное соединение деталей посредством заклепок, которые применяются в основном для скрепления листовых и профильных деталей (рис. 2.1).

Обычная заклепка представляет собой стержень круглого сечения, с заранее изготовленной закладной головкой на одном конце; замыкающая головка на другом конце стержня образуется в процессе клепки.

В зависимости от взаимного расположения соединяемых деталей и их сочетания существуют следующие виды клепаных швов: внахлестку, внахлестку с подсечкой, встык с одной накладкой, встык с двумя накладками, стрингерный (рис. 2.2).

Соединение внахлестку (рис. 2.2, а) в основном применяется для узлов, расположенных внутри агрегатов планера самолета. Соединение внахлестку с подсечкой (рис. 2.2, б) применяется в большинстве случаев на внешней, обтекаемой воздушным потоком, поверхности.

Шов встык с одной накладкой (рис. 2.2, в) — наиболее распространенный в самолетостроении вид соединения, с помощью которого скрепляются между собой элементы обшивки, стрингеров, поясов и стенок лонжеронов, шпан-

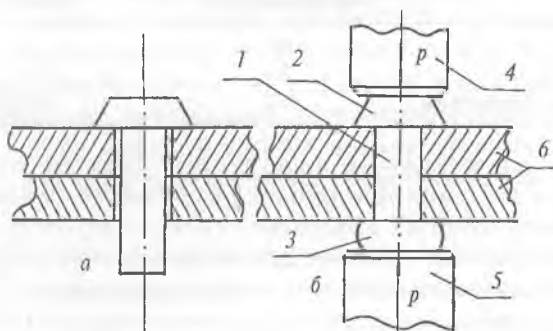


Рис. 2.1. Заклепочное соединение:

- а — заклепка, установленная в отверстие;
- б — расклепывание заклепки; 1 — стержень заклепки;
- 2 — закладная головка; 3 — замыкающая головка;
- 4, 5 — клепальный инструмент; б — соединяемые детали

гоутов и т.д. Встык с двумя накладками (рис. 2.2, *г*) соединяет силовые элементы конструкции планера самолета: лонжероны, рамы, узлы крепления шасси и т.д. Стрингерное соединение (рис. 2.2, *д, е*) выполняется главным образом потайными заклепками. Заклепки в швах могут располагаться в один, два, три и более рядов. Расположение заклепок в многорядных швах может быть рядным, шахматным и смешанным (рис. 2.3).

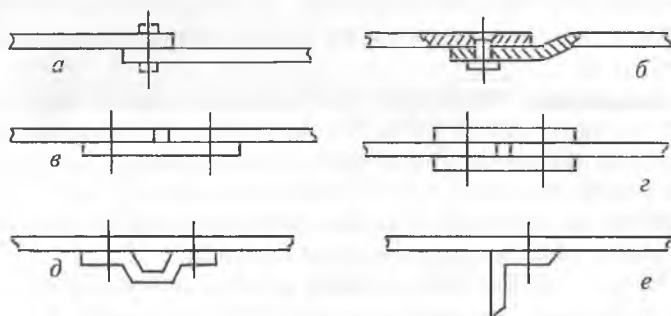


Рис. 2.2. Виды клепаных швов:
а —внахлестку; *б* — внахлестку с подсежкой;
в — встык с одной накладкой; *г* — встык с двумя
 накладками; *д, е* — стрингерное

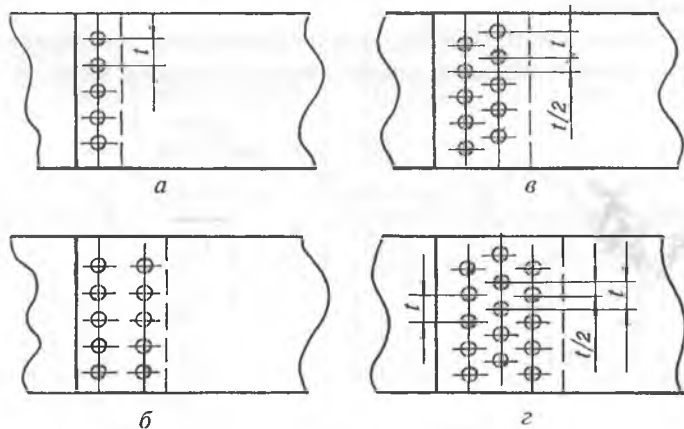


Рис. 2.3. Расположение заклепок в швах:
а — однорядное; *б* — рядное; *в* — шахматное;
г — смешанное

2.1. Типы заклепок

В самолетостроении применяется большое количество различных типов заклепок: обычные стержневые, высокопрочные, для односторонней клепки, трубчатые и др.

2.1.1. Заклепки обычные стержневые

Эти заклепки изготавливаются с выступающими и утопающими (потайными) закладными головками. Закладные головки бывают плоскими, полукруглыми, утопающими (с углом конусности 90° и 120°), плосковыпуклыми (рис. 2.4).

Заклепки с потайными головками используются в основном для клепки обшивок самолета, обтекаемых воздушным потоком. Заклепки с полукруглой и плосковыпуклой головкой применяются для клепки элементов каркаса на прессах одиночной клепки, а также в местах расположения мягких топливных баков.

Во всех остальных случаях применяются заклепки с выступающей плоской головкой. Трудоемкость клепки этими заклепками ниже трудоемкости выполнения соединений потайными заклепками, кроме того, в отличие от заклепок с полукруглой и плосковыпуклой головкой, заклепки с плоской головкой можно клепать на прессах групповой клепки.

Заклепки изготавливаются из различных материалов: алюминиевых сплавов, стали, титана, латуни и меди. Для

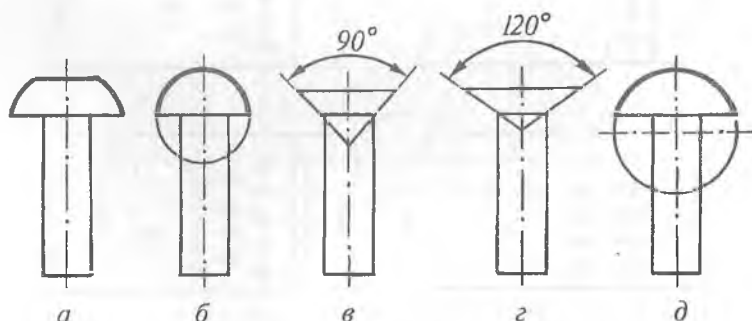


Рис. 2.4. Типы закладных головок:

а — плоская; б — полукруглая; в, г — потайная;
д — плосковыпуклая

того чтобы по внешнему виду отличить марку материала заклепки, на головках заклепок делают специальные условные знаки: точки, штрихи, крестики (табл. 2.2).

Таблица. 2.2

Материал заклепки		$\tau_{ср}$, МПа	Диаметр заклепки, мм	Маркировка	
Наименование и марка					
Алюминиевые сплавы	В65	250	2,6—10		без маркировки
	Д18	190	1,6—10		1 точка
	АМг5	160	2—10		2 точки
	АМц	70	2—6		3 точки
	Д19П	280	2,6—10		4 точки
	АД1	220	1—6		черта
	В94	310	2,6—10		крестик
Сталь	20Г2	500	3,5—10		1 точка
	15	400	2—10		без маркировки
	10	350	2—10		без маркировки
	X18-Н9Т	440	2—6		без маркировки
Медь	М2	120	1—4		без маркировки
Латунь	Л62 Л62 антимагнитная	200 200	1—4		без маркировки
Титан	BT18	650	2—6		кольцо

В чертежах конструкции изделия указывается марка материала, из которого изготовлена заклепка, форма закладной головки, диаметр и длина стержня заклепки. Например, заклепка с потайной (утопающей) головкой из материала В65, диаметром 5 мм и длиной 12 мм обозначается на поле чертежа следующим образом: В65 ЗУ-5-12; с выступающей плоской головкой — В65 ЗП-5-12; с полукруглой и плосковыпуклой головкой — В65 ЗК-5-12.

Все заклепки, применяемые в самолетостроении, нормализованы. В нормалях, кроме данных, характеризующих заклепку, даются диаметры отверстий (d_0) под стержень заклепки.

В соответствии с диаметром заклепки устанавливается длина заклепок L для пакетов различной толщины S , а также диаметр замыкающей головки D и ее высота h (рис. 2.5).

Диаметр отверстия d_0 под заклепку делается на 0,1 мм больше номинального диаметра заклепки, т.е.

$$d_0 = d + 0,1.$$

Длина заклепки L зависит от толщины пакета и диаметра заклепки d :

$$L = S + (1,3-1,5)d .$$

Размеры замыкающей головки составляют:

$$D = 1,6d; h = 0,4d$$

и должны обеспечивать равную прочность замыкающей и закладной головки при работе соединения на отрыв.

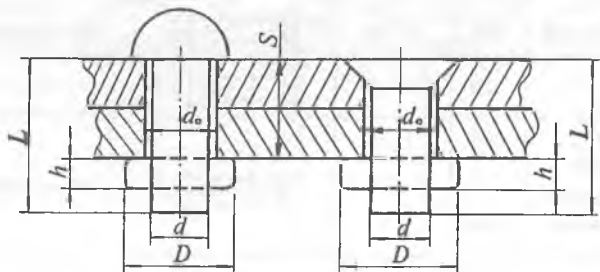


Рис. 2.5. Размеры заклепок и диаметры отверстий под заклепки

2.1.2. Заклепки высокопрочные

Высокопрочные заклепки изготавливаются в виде болт-заклепок и заклепок с высоким сопротивлением срезу и применяются в соединениях, испытывающих большие перебивающие усилия. Эти заклепки по работоспособности равноценны болтам, но легче по весу и дешевле.

Заклепка с высоким сопротивлением срезу состоит из двух частей — стержня и кольца. С одной стороны стержень имеет закладную головку, с другой — канавку для кольца (рис. 2.6).

Стержень заклепки делается обычно из высокопрочных сплавов, например, из 30ХГСА, а кольцо — из мягких алюминиевых сплавов, например из Д18.

Болт-заклепка также состоит из двух деталей — стержня и кольца. Стержень болт-заклепки изготавливается из стали 30ХГСА или из сплава В95. Кольцо изготавливается из более мягких материалов (по сравнению с материалом стержня): 20Г2, В65, Д18.

Стержень болт-заклепки состоит из четырех участков: гладкого цилиндрического участка; среднего участка с кольцевыми накатанными ребрами, на которые обжимается кольцо; хвостовика с накатанными ребрами, за который захватывается стержень зажимами прессы при установке болт-заклепки (рис. 2.7).

При правильно выбранных размерах стержня и кольца болт-заклепки прочность ее на срез и отрыв практически одинаковы. Например, в зависимости от марки материала стержня (диаметром 5 мм) и кольца разрушающая нагрузка на срез может составлять от 5300 до 13700 Н, на отрыв — от 13700 до 17000 Н.

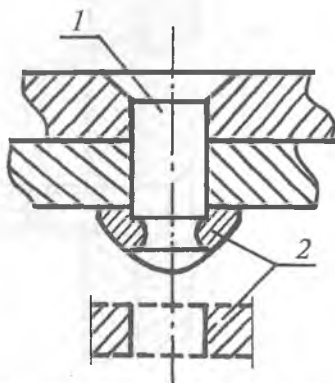


Рис. 2.6. Заклепка с высоким сопротивлением срезу:
1 — стержень заклепки;
2 — кольцо

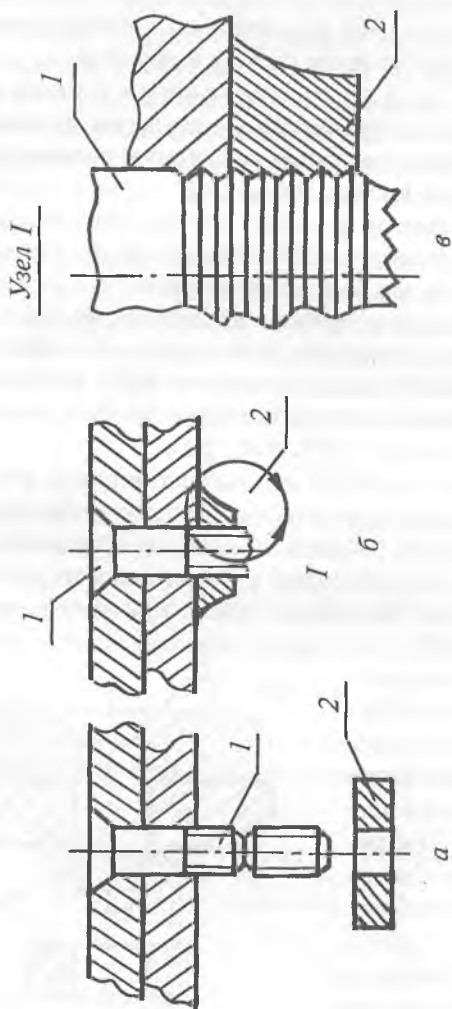


Рис. 2.7. Болт-заклепка:
 а — конструкция болт-заклепки; б — установленная болт-заклепка; в — фрагмент обжатия стержня кольцом болт-заклепки; 1 — стержень, 2 — кольцо

2.1.3. Заклепки для швов с односторонним подходом

В конструкции планера самолета в отдельных случаях шов клепок заклепочных швов имеет односторонний подход, например, носовые части крыла, оперения; панели с двойной обшивкой с гофрированным наполнителем и т.д. (рис. 2.8).

Конструктивно заклепки для односторонней клепки выполняются в разных вариантах. Наиболее часто используются заклепки с сердечником, гайки-пистоны, заклепки с высоким сопротивлением срезу для односторонней клепки и взрывные заклепки.

Заклепка с сердечником состоит из двух частей — пистона и сердечника, представляющего собой ступенчатый стержень (рис. 2.9). При клепке этими заклепками сердечник вытягивается специальным ручным прессом и своим утолщенным участком раздвигает стенки пистона, что обеспечивает напряженную посадку заклепки в отверстие. Клепка считается оконченной после того, как утолщенная часть стержня совместно с пистоном образуют замыкающую головку, и стержень разрывается по кольцевой проточке. После клепки выступающая часть стержня заклепки срезается заподлицо с поверхностью закладной головки заклепки.

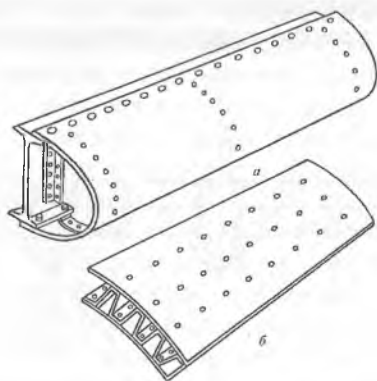


Рис. 2.8. Примеры применения заклепок для односторонней клепки: а — носок; б — панель с гофром

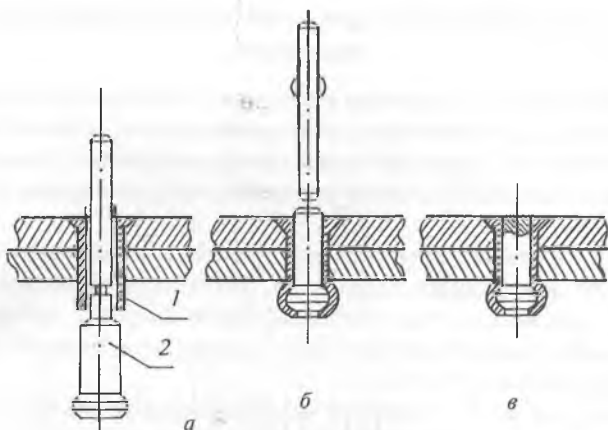


Рис. 2.9. Заклепка с сердечником: *а* — вид заклепки до клепки; *б* — расклепанная заклепка; *в* — заклепка со срезанной выступающей частью стержня; 1 — пистон заклепки; 2 — стержень заклепки

Г а й к а - п и с т о н представляет собой пистон с закладной головкой, имеющей внутри до половины длины резьбу. Гладкая внутренняя часть пистона имеет диаметр несколько больший, чем диаметр резьбы (рис. 2.10).

Пистон вставляется в отверстие, в резьбу ввертывают наконечник инструмента и осаживают пистон, при этом происходит вздутие выступающей части пистона, ввертывают винт, который повышает прочность такой заклепки и предохраняет конструкцию от попадания внутрь грязи и влаги.

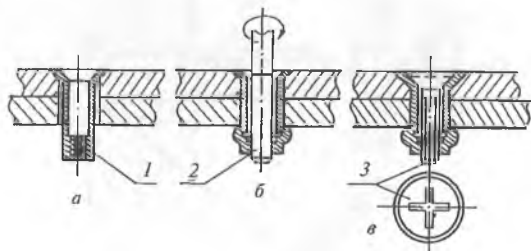


Рис. 2.10. Гайка-пистон: *а* — пистон в отверстии; *б* — клепка пистона; *в* — винт в пистоне; 1 — пистон; 2 — наконечник инструмента; 3 — винт

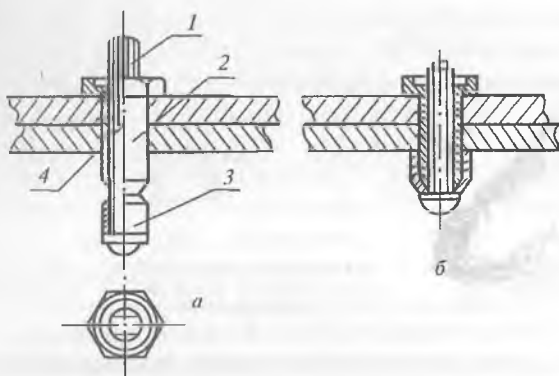


Рис. 2.11. Заклепка с высоким сопротивлением срезу для односторонней клепки: а — конструкция заклепки; б — установленная заклепка; 1 — винт; 2 — корпус; 3 — кольцо; 4 — выточка в винте

Заклепка с высоким сопротивлением срезу для односторонней клепки состоит из трех деталей: корпуса, винта и кольца (рис. 2.11). Корпус и винт изготавливаются из материала 30ХГСА, кольцо из Х18Н10Т. Корпус заклепки имеет левую резьбу. Закладная головка корпуса может быть выполнена в виде шестигранника или конуса с углом 90° . При установке заклепки в конструкцию инструмент (гайковерт) фиксирует положение корпуса по шестиграннику или крестообразному шлицу в головке заклепки.

В процессе клепки винт 1 приводится во вращение и ввертывается в корпус 2 заклепки, кольцо 3 деформируется и образует замыкающую головку. Процесс клепки считается законченным в тот момент, когда обрывается (по выточке) хвостовик винта. После установки заклепки торец винта зачищают и наносят на винт и головку заклепки защитное покрытие.

Взрывная заклепка представляет собой цилиндрический стержень, имеющий на одном конце закладную головку, а на другом соосно расположенную камеру со взрывчатым веществом (однокамерная взрывная заклепка) или две соосно расположенные камеры — на конце и вдоль оси стержня (двухкамерная взрывная заклепка) (рис. 2.12).

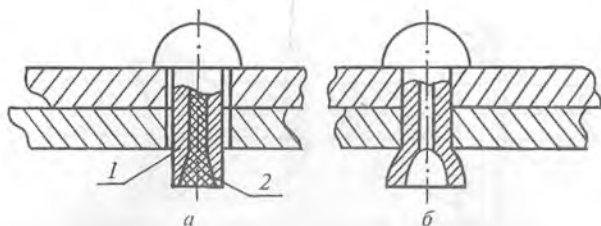


Рис. 2.12. Взрывная заклепка (двухкамерная): а — заклепка до расклепывания; б — расклепанная заклепка; 1 — стержень заклепки; 2 — взрывчатое вещество

Для клепки заклепок этих видов к их закладным головкам прижимается с усилием 50—60 Н нагретый до 500—530°C наконечник специального электроинструмента.

Для контроля правильности выбора длины заклепки их окрашивают в различные цвета — синий, черный и т.д.

2.1.4. Заклепки повышенного ресурса

К этому виду заклепок относятся заклепки с компенсатором и ряд перспективных заклепок: с уменьшенной потайной деформируемой головкой (ЗУГ), универсальные заклепки (УЗ), конусные заклепки и др.

Повышенная выносливость и герметичность соединений, выполненных этими видами заклепок, достигается за счет получения повышенных радиальных натягов в отверстии по толщине пакета.

Заклепка с компенсатором представляет собой стержневую заклепку, имеющую на поверхности закладной головки небольшой выступ (компенсатор) (рис. 2.13).

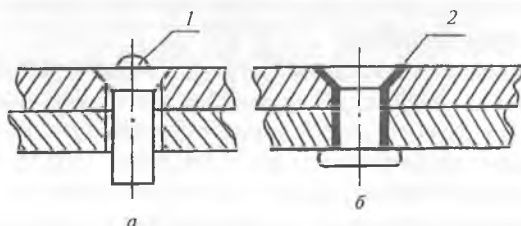


Рис. 2.13. Заклепка с компенсатором: а — конструкция заклепки; б — расклепанная заклепка; 1 — компенсатор; 2 — зона упрочнения материала

В процессе клепки компенсатор осаживается вдоль оси шпильки, и избыточный материал, появляющийся в теле шпильки, вызывает радиальную деформацию стержня и закладной головки — возникают радиальные натяги в отверстии и гнезде под потайной головкой, и, как следствие, появляется зона упрочнения материала в пакете (рис. 2.13, б).

Потайные заклепки с компенсатором повышают жесткость шва в 2—3 раза, герметичность — в 1,2—1,5 раза по сравнению с обычными потайными заклепками.

Заклепка с уменьшенной потайной деформируемой головкой (ЗУГ) имеет головку с углом конусности, превышающим угол конусности гнезда, и торцевую поверхность в виде усеченного конуса или тора. В районе потайной головки стержень на длине $L = (0,5—1)d$ имеет конусность (рис. 2.14). Высота потайной головки не превышает $0,25$ диаметра заклепки.

Усталостная выносливость соединений с ЗУГ при срезающем нагружении в 3—7 раз выше, чем в соединениях заклепками с компенсатором.

Универсальная заклепка (УЗ) представляет собой стержневую заклепку с закладной головкой бочкообразной формы (рис. 2.15). Такие заклепки могут применяться и для потайных соединений. В процессе клепки идет одновременное образование двух замыкающих головок.

В результате исследований было установлено, что наиболее оптимальным является создание конусного потайного гнезда с углами 82° и 30° (рис. 2.15, а) и высотой конусов $0,15d$ и $0,25d$.

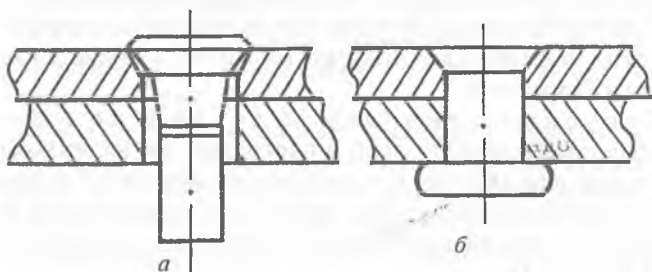


Рис. 2.14. Заклепка с уменьшенной потайной деформируемой головкой: а — конструкция заклепки; б — расклепанная заклепка

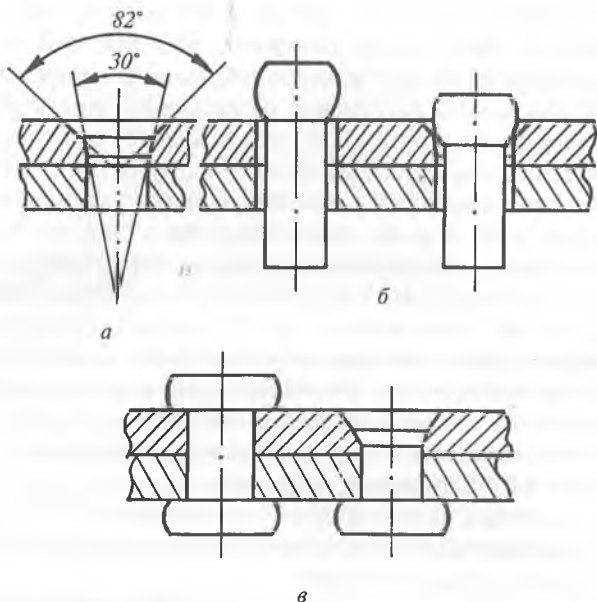


Рис. 2.15. Универсальная заклепка (УЗ): а — отверстие и потайное гнездо для УЗ; б — конструкция УЗ; в — расклепанная УЗ

Результаты прочностных испытаний, проведенных в ЦАГИ, показали, что выносливость потайных соединений с УЗ на срез в 2—10 раз выше выносливости соединений, выполненных обычными потайными заклепками, а непотайных в 1,5—2 раза выше выносливости соединений, выполненных обычными заклепками с выступающей головкой.

Заклепочные швы с УЗ обладают исключительно высокой герметичностью, поэтому предполагается использование этих заклепок для клепки топливных отсеков крыла и других емкостей.

Конусные заклепки и соединения, выполненные этими заклепками, в настоящее время находятся на стадии разработки. В одной из лабораторий Ташкентского политехнического института уже разработаны и исследованы конусные заклепки и стержни с конусностью 1:50 (рис. 2.16).

Исследования показали, что соединения с конусными заклепками отличаются повышенными (по сравнению с

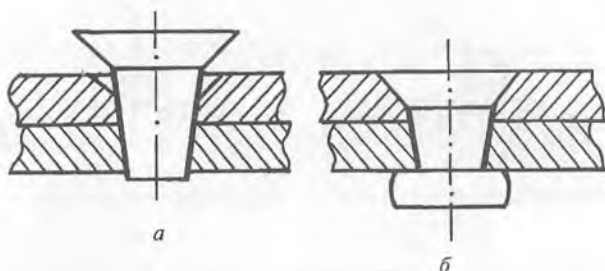


Рис. 2.16. Соединение конусными заклепками: а — конструкция заклепки; б — установленная заклепка

цилиндрическими заклепками с компенсатором) усталостными характеристиками и герметичностью. Это объясняется получением более высоких и равномерных по толщине пакета натягов.

2.1.5. Заклепки с ограниченной раздачей стержня (ЗОРС)

При клепке конструкций из композиционных материалов обычными заклепками в зоне отверстий происходит растрескивание материала. Это возникает из-за больших осевых и радиальных натягов, вызываемых осаживанием и раздачей стержня заклепки.

Для снижения напряжений смятия в деталях из композиционных материалов и уменьшения радиальной раздачи стержня при клепке под замыкающую головку заклепки устанавливают металлические шайбы, а для снижения усилия расклепывания применяют специальные заклепки с глухим осевым отверстием в стержне со стороны образования замыкающей головки — полупустотельные заклепки (рис. 2.17).

Для клепки этими видами заклепок необходимы усилия в 1,5 раза меньшие, чем для клепки обычными заклепками. При этом снижается радиальная раздача под замыкающей головкой, уменьшается контактное давление на композиционный материал под замыкающей головкой.

В настоящее время разработаны и находятся в стадии исследования новые виды заклепок с ограниченной раздачей стержня при расклепывании (ЗОРС).

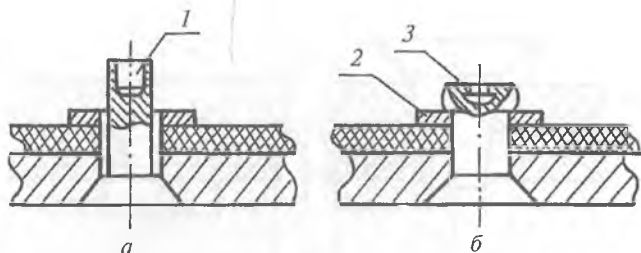


Рис. 2.17. Полупустотелая заклепка с шайбой: *а* — конструкция заклепки; *б* — расклепанная заклепка; 1 — осевое отверстие; 2 — шайба; 3 — складки и лунка в замыкающей головке

Заклепка ЗОРС состоит из двух деталей — стержня и втулки (рис. 2.18). Втулка имеет закладную головку, которая может быть потайной, полукруглой или плоской. Она может быть изготовлена из любого высокопрочного материала. В головке втулки имеется гнездо, в котором формируется замыкающая головка стержня.

Стержень заклепки ступенчатый и состоит из направляющего буртика и собственно стержня, который расклепывается во втулке. Стержень заклепки должен изготавливаться из пластичных материалов.

Выносливость соединений с заклепками ЗОРС, как показали исследования, в 10 раз выше выносливости соединений с полупустотелыми заклепками и с обычными заклепками. Усилие расклепывания ЗОРС примерно в три раза ниже по сравнению с обычной заклепкой.

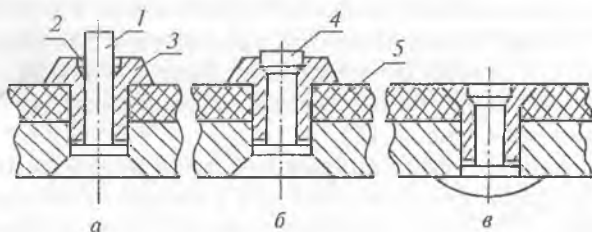


Рис. 2.18. Заклепки ЗОРС: *а* — конструкция заклепки; *б* — выступающая замыкающая головка со стороны композиционного материала; *в* — утопающая замыкающая головка со стороны композиционного материала; 1 — стержень заклепки; 2 — гнездо; 3 — втулка; 4 — замыкающая головка; 5 — композиционный материал

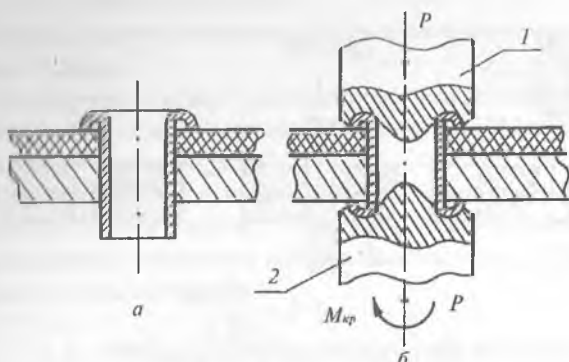


Рис. 2.19. Трубчатая заклепка: а — конструкция заклепки; б — образование замыкающей головки (раскатка); 1 — опорный элемент раскатного оборудования; 2 — раскатник

2.1.6. Трубчатые заклепки

Трубчатая заклепка представляет собой полый стержень, имеющий на одном конце закладную головку (рис. 2.19). Применяется она при клепке деталей из неметаллических материалов. Замыкающая головка образуется путем развальцовки выступающей части стержня. При этом не возникает больших усилий на стенках отверстия, и усилия вдоль заклепки не вызывают напряжений и деформаций в соединяемых деталях.

2.2. Последовательность работ по выполнению клепаного соединения

Содержание технологического процесса клепки и последовательность выполнения операций зависит от типа заклепок, метода сборки, метода герметизации шва и т.д. Например, для потайного негерметичного шва процесс выполнения соединения состоит из следующих операций (рис. 2.20):

1. Образование отверстий под заклепку путем сверления.
2. Обработка отверстия протягиванием и дорнованием (для заклепок повышенного ресурса).
3. Образование гнезда под потайную закладную головку зенкованием или штамповкой.

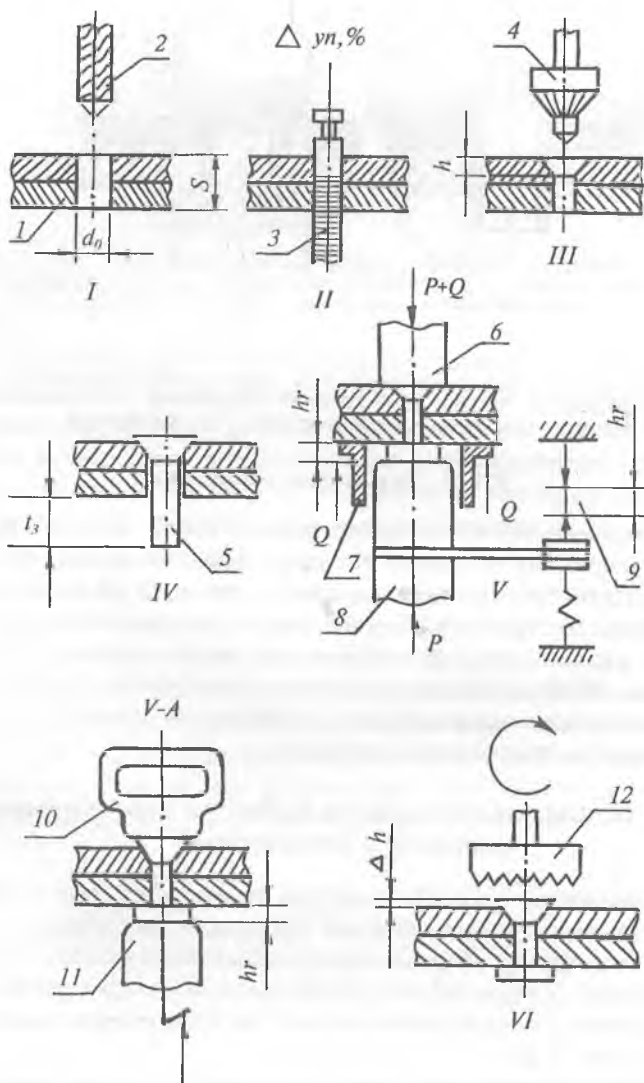


Рис. 2.20. Последовательность операций при выполнении клепальных работ: 1 — деталь; 2 — сверло; 3 — дорн; 4 — зенковка; 5 — заклепка; 6 — верхний пуансон; 7 — прижим; 8 — нижний пуансон; 9 — система микровыключателей; 10 — ручная поддержка; 11 — обжимка пневматического молотка; 12 — торцевая фреза

4. Установка в отверстие.

5. Образование замыкающей головки заклепки — собственно клепка.

6. Снятие излишнего материала с поверхности закладной головки (операция выполняется при повышенных требованиях к точности шва).

Все перечисленные операции могут выполняться на специальных рабочих местах с применением отдельных видов полуавтоматического оборудования, или на сверлильно-клепальном автомате.

2.3. Образование отверстий и гнезд под заклепки

Диаметры отверстий под заклепки, допуски на них и чистота обработки внутренних поверхностей зависят от типа заклепки.

Для обычных стержневых заклепок отверстия образуют пробивкой или сверлением без дополнительной обработки стенок отверстия. Для заклепок с высоким сопротивлением срезу и болт-заклепок применяются три вида посадки стержня в отверстие (H7/p6; H8/h8; H11/h11); отверстия после сверления зенкеруют, развертывают или протягивают. Также обрабатывают отверстия под болт-заклепки.

Пробивка отверстий в самолетостроении может производиться в заготовительно-штамповочных цехах при помощи специальных дыропробивных штампов (одиночных и групповых).

Пробивка производится, в основном, сборочных и направляющих отверстий (СО и НО), которые в процессе сборки рассверливаются до номинальных диаметров заклепок (болтов).

Также путем пробивки образуются отверстия под заклепки в некоторых конструкциях клепальных автоматов.

Сверление отверстий и зенкование гнезд под головки потайных заклепок производится несколькими способами, которые отличаются видом применяемого инструмента и оборудования, условиями подхода в зону сверления и т.д. (рис. 2.21).

В двух соединяемых деталях сверление отверстий и зенкование гнезд под потайные головки заклепок производится тремя способами:

а) в каждой из деталей отдельно сверлят отверстие, в одной из них зенкуют гнездо, а затем соединяют детали, совмещая отверстия (рис. 2.21, а);

б) за один проход сверла одновременно в обеих деталях пакета сверлят отверстие, затем в одной из деталей (верхней) зенкуют гнездо (зенковку) (рис. 2.21, б);

в) одновременно, за один проход специального инструмента — сверла-зенковки — сверлят отверстие в обеих деталях и зенкуют отверстие в верхней детали (рис. 2.21, в).

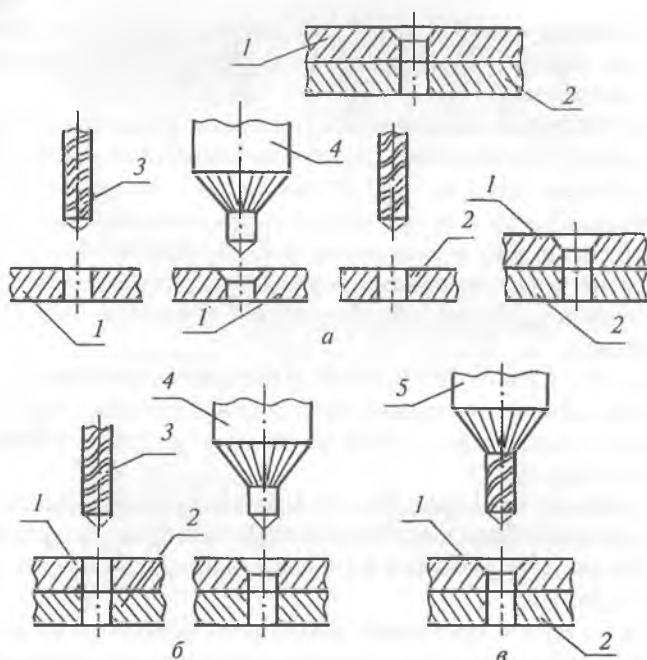


Рис. 2.21. Различные варианты образования отверстий и гнезд под потайную головку заклепки: а — сверление и зенкование раздельно в каждой детали; б — сверление и зенкование в пакете с применением двух инструментов; в — сверление и зенкование в пакете одним инструментом: 1, 2 — детали пакета; 3 — сверло; 4 — зенковка; 5 — сверло-зенковка

Наиболее производительным и качественным способом образования отверстия и гнезда под потайную головку заклепки является одновременное сверление отверстия и зенкование гнезда при помощи сверла-зенковки.

В авиационной промышленности сверление отверстий и зенкование гнезд производят:

- вручную при помощи пневматических (или электрических) дрелей (40—50% отверстий);
- на универсальных сверлильных станках;
- на специальных сверлильно-зенковальных станках и установках;
- при помощи специальных сверлильно-зенковальных агрегатных головок.

Возможность применения станков, установок и специальных агрегатных головок зависит от условий подхода к зоне сверления, конструкции и габаритов узлов, панелей, отсеков, а также от программы выпуска изделий.

Существуют несколько методов координации сверла (его установки по центру отверстия):

- по разметке;
- по шаблону (рис. 2.22);
- по кондуктору (рис. 2.23);
- по направляющим отверстиям (НО);
- на станках (установках) с программным управлением.

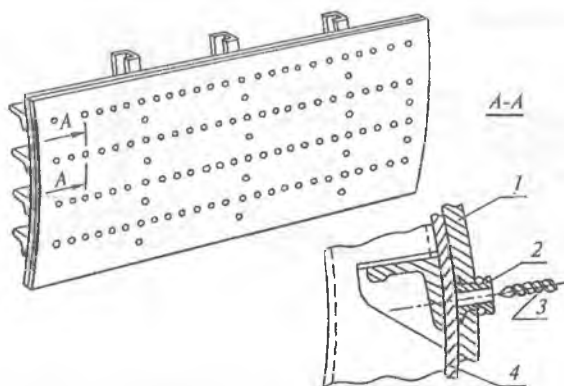


Рис. 2.22. Сверление отверстий в панели по шаблону:
1 — шаблон; 2 — кондукторная втулка; 3 — сверло; 4 — панель

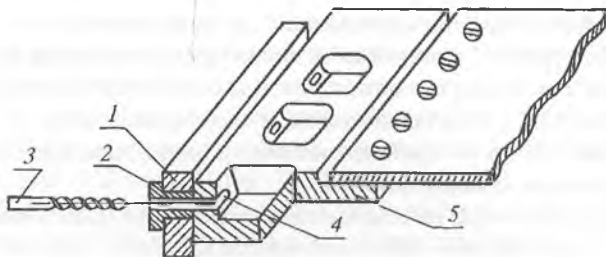


Рис. 2.23. Сверление отверстий по кондуктору: 1 — кондуктор; 2 — кондукторная втулка; 3 — сверло; 4 — отверстие под стыковой болт (ОСВ); 5 — стыковой узел панели

На рис. 2.22 показано сверление отверстий в панели по специальному шаблону. Обычно такой шаблон является как составной частью приспособления для сборки панели, так и для сверления отверстий в предварительно собранной панели.

Сверление и разделка отверстий по кондуктору широко распространено в самолетостроении при сборке узлов, панелей и агрегатов, имеющих стыковые узлы, а также при обработке последних в разделочных стендах.

Сверление по НО весьма распространено для панелей и плоских каркасных узлов, состоящих из листового и профильного материалов. Как правило, НО выполняются в профильных деталях и по ним сверлятся отверстия в листовых деталях.

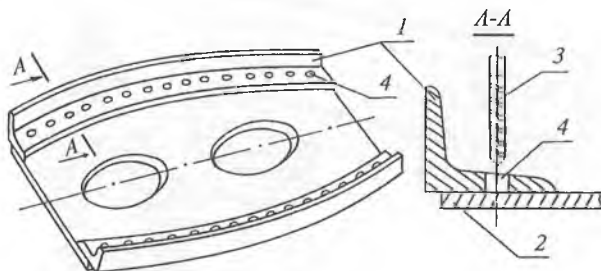


Рис. 2.24. Сверление отверстий в стенке нервюры по НО в поясе: 1 — пояс нервюры; 2 — стенка нервюры; 3 — сверло; 4 — направляющее отверстие

Сверление узлов и панелей по НО производится при помощи ручных пневмодрелей или на различных свердельных станках и установках.

Сверление и зенкование отверстий пневматическими дрелями очень распространено на всех этапах сборочных работ — от узловой сборки до окончательной сборки самолета.

Пневматические дрели имеют сравнительно малые размеры и небольшую массу. В эксплуатационном отношении они весьма удобны: привод дрели допускает плавное наращивание числа оборотов при нажатии на курок; при перегрузках дрель останавливается, что предотвращает поломку сверла; стоимость их по сравнению с электродрелями невысока.

В зависимости от марки частота вращения дрели может быть от 300 до 1800 оборотов в минуту. Для сверления мягких сплавов и отверстий малого диаметра применяются высокооборотные дрели, для твердых сплавов и отверстий больших диаметров — низкооборотные дрели.

Пневмодрели работают от сети сжатого воздуха давлением 0,5 МПа. В зависимости от мощности и эксплуатационных потребностей дрели по конфигурации могут быть четырех разновидностей (рис. 2.25): пистолетная; с замкнутой рукояткой; угловая; прямая.

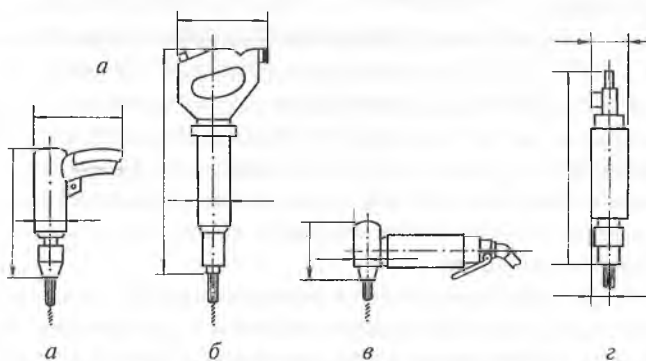


Рис. 2.25. Разновидности пневмодрелей: *a* — пистолетная; *б* — с замкнутой рукояткой; *в* — угловая; *г* — прямая

В ряде случаев на участках предприятия, не оборудованных компрессорными установками, в частности, в цехах общей сборки и на аэродромах применяют электрические дрели.

Универсальные сверлильные станки в основном применяются для сверления и зенкования плоских каркасных узлов типа нервюр, шпангоутов, лонжеронов и т.д. Наиболее широко применяются станки вертикально-сверлильные, радиально-сверлильные консольного типа, с шарнирным и телескопическим хоботом.

Специальные сверлильно-зенковальные станки и установки (СЗУ) применяются для сверления и зенкования плоских узлов и панелей одинарной и двойной кривизны. В основном, на специальных сверлильно-зенковальных установках сверлят и зенкуют крупногабаритные узлы и панели, состоящие из листовых деталей и профилей большей толщины и прочности, т.е., когда использование ручных пневмодрелей и универсальных сверлильных станков становится невозможным.

Сверлильно-зенковальная установка состоит из сверлильно-зенковальной головки, приспособления для установки и закрепления узла или панели и системы механизмов для перемещения головки или изделия на шаг между отверстиями. СЗУ предназначены для сверления и зенкования отверстий в предварительно собранных узлах или панелях.

В настоящее время в промышленности стали применяться СЗУ с программным управлением. В этих установках почти все переходы выполняются автоматически: перемещение на шаг сверлильно-зенковальных головок, перемещение или поворот изделия, включение в работу инструмента (сверла-зенковки) и выключение его, сжатие пакета деталей, выравнивание поверхности изделия перпендикулярно оси сверла.

СЗУ для сверления и зенкования отверстий в плоских узлах и панелях обычно komponуются с использованием универсальных станков, нормализованных сверлильных головок, элементов сборочных приспособлений и различных систем управления.

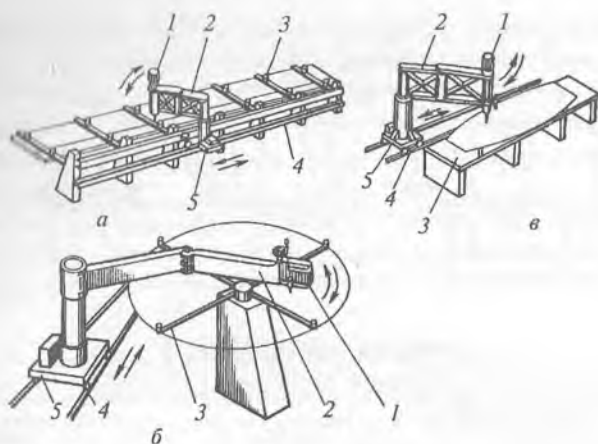


Рис. 2.26. Сверлильно-зенковальные установки различных типов:
а — установка СУ-Л; *б* — установка СУ-Ш; *в* — установка СУ-Н
 (индексы "Л", "Ш" и "Н" означают соответственно: для сверления
 отверстий в лонжеронах, шпангоутах и нервюрах):
 1 — сверлильная головка; 2 — радиально-сверлильный станок;
 3 — поддерживающее устройство; 4 — направляющие;
 5 — тележка станка

На рис. 2.26 приведены схемы установок для сверления (сверления и зенкования) отверстий в узлах типа лонжерона или плоской панели, шпангоута и нервюры.

Сверление и зенкование отверстий на СЗУ производится с помощью сверлильно-зенковального агрегата СЗА-02 и поддерживающей головки, работающих синхронно в автоматическом или полуавтоматическом цикле.

На рис. 2.27 показан один из вариантов конструкции СЗУ для сверления и зенкования отверстий в панелях одинарной кривизны (СЗУ-Ф1).

При работе в автоматическом цикле программа для продольных швов записана на копир-шаблоне, а для поперечных — на металлической ленте.

При работе СЗУ-Ф1 в полуавтоматическом цикле поворот панели по рядам шва производится вручную.

В самолетостроении сверление и зенкование отверстий может также производиться при помощи агрегата СЗА-02, смонтированного непосредственно в сборочном приспособлении. В этом случае агрегат СЗА-02 устанавливается на

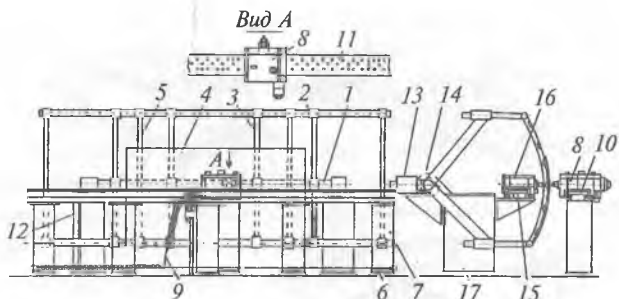


Рис. 2.27. Установка СЗУ-Ф1 для сверления и зенкования отверстий в панелях одинарной кривизны: 1 — вал; 2 — рама; 3 — стойка; 4 — панель; 5 — ложемент; 6 — трос; 7 — колонна; 8 — агрегат СЗА-02; 9 — шланг; 10, 15 — направляющие с копир-шаблоном; 11 — копир-шаблон; 12 — блок программного управления; 13 — противовес; 14 — привод поддерживающего устройства; 16 — упорная головка; 17 — колонна

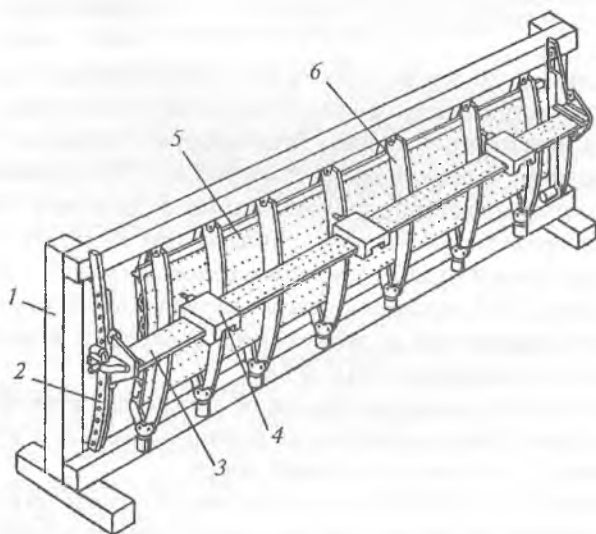


Рис. 2.28. Сборочное приспособление, оснащенное агрегатами СЗА-02: 1 — сборочное приспособление; 2 — копир по обводам панели; 3 — траверса; 4 — агрегат СЗА-02; 5 — панель; 6 — рубильники

траверсу 3 (рис. 2.28) с копир-шаблоном. Траверса перемещается вверх и вниз (вручную) по копирам 2 и фиксируется штифтами для обработки каждого продольного ряда отверстий.

Обработка отверстий по длине шва производится автоматически.

Выбор оптимального сверлильно-зенковального оборудования производится на основании технико-экономического расчета.

2.4. Методы клепки

Образование замыкающих головок обычных стержневых заклепок можно производить несколькими методами: ударами, прессованием, раскатыванием и импульсом силы (рис. 2.29).

2.4.1. Ударная клепка

При ударной клепке обжимка пневмомолотка наносит удары по выступающей части стержня заклепки, а к ее закладной головке прикладывается поддержка — прямая ударная клепка, или, наоборот, удары наносятся по закладной головке, а поддержка прикладывается к стержню

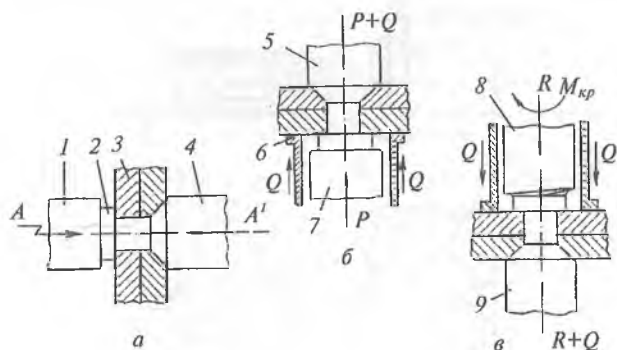


Рис. 2.29. Образование замыкающих головок заклепок: а — ударом; б — прессованием; в — раскатыванием; 1 — обжимка молотка; 2 — замыкающая головка; 3 — соединяемые детали; 4 — поддержка; 5 — верхний пуансон; 6 — прижим; 7 — нижний пуансон; 8 — раскатник; 9 — опорный пуансон

со стороны замыкающей головки — обратная клепка. Замыкающая головка образуется за 10—50 ударов обжимки пневмомолотка. На рис. 2.30 схематично показана ударная клепка прямым и обратным методами.

Предпочтительным является обратный метод клепки. Прямая клепка применяется в крайних случаях, т.к. при ней получается худшее качество заклепочного шва.

Для заклепок диаметром 3—8 мм основное время образования замыкающей головки составляет 0,01—0,03 мин.

После расклепывания заклепки диаметр ее стержня увеличивается и становится на 6—8% больше диаметра отверстия, это вызывает упрочнение стенок отверстия и приводит к повышению ресурса соединения. Стержень заклепки деформируется в радиальном направлении неравномерно — образуется конусность (2—7%) с основанием конуса со стороны замыкающей головки.

Пневматические клепальные молотки широко применяются в сборочном производстве, ими можно работать в любом положении и в стесненных условиях, они имеют сравнительно малую массу (от 1 до 4,5 кг) и небольшие размеры, просты в эксплуатации. Работают молотки от сети сжатого воздуха давлением 0,5 — 0,6 МПа.

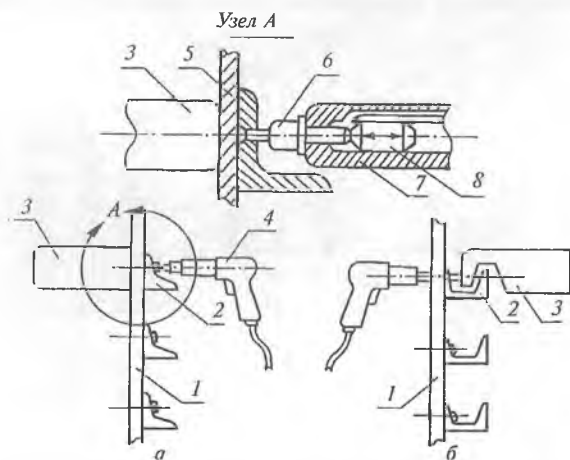


Рис. 2.30. Методы ударной клепки: а — прямой метод; б — обратный метод; 1 — обшивка; 2 — профил; 3 — поддежка; 4 — пневмомолоток; 5 — заклепка; 6 — обжимка пневмомолотка; 7 — цилиндр пневмомолотка; 8 — поршень пневмомолотка

В зависимости от марки пневматических клепальных молотков частота ударов составляет от 380 до 3800 в минуту. С их помощью расклепывают дюралюминиевые заклепки диаметром от 3 до 8 мм, а из сплава Х18Н9Т — диаметром от 1 до 6 мм.

Обжимка — вставной инструмент для клепального молотка имеет рабочую поверхность, по форме соответствующую закладной головке расклепываемой заклепки (при обратной клепке) (рис. 2.31).

Масса обжимки должна быть минимальной, т.к. с увеличением массы обжимки значительно снижается коэффициент полезного действия пневмомолотка.

Поддержка служит опорой при расклепывании заклепки пневматическим клепальным молотком. Конструкция и масса поддержки выбирается таким образом, чтобы амплитуда колебаний поддержки соответствовала амплитуде колебаний молотка.

Масса поддержки зависит от диаметра и материала заклепки, а также от метода клепки (табл. 2.3).

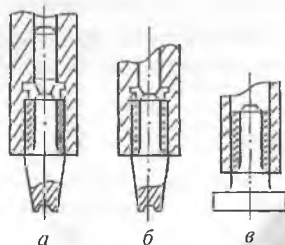


Рис. 2.31. Конструкция обжимок пневматического молотка: а — для клепки заклепок с полукруглой головкой; б — с плоской выступающей головкой; в — для клепки потайных заклепок и для прямой клепки

Таблица 2.3

Масса поддержек в кг для клепки прямым и обратным способами

Способ клепки	Назначение поддержки	Диаметр заклепки, мм					
		3	4	5	6	8	10
Обратный	Для заклепок из алюминиевых сплавов	1,5	2	2,5	3	4	5
	Для заклепок из стали Х18Н9Т	3	4	5	6	8	10
Прямой	Для заклепок из алюминиевых сплавов	5	6	8	10	12	14
	Для заклепок из стали Х18Н9Т	10	12	14	16	—	—

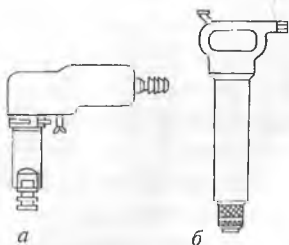


Рис. 2.32. Формы клепальных молотков: *а* — пистолетного типа; *б* — с замкнутой рукояткой

При обратном методе клепки применяется минимально допустимый вес поддержки, т.к. клепка этим методом, как правило, производится в стесненных условиях, поэтому поддержка должна быть минимальных габаритов.

По форме клепальные молотки бывают пистолетного типа и с замкнутой рукояткой (рис. 2.32).

Массивные поддержки должны подвешиваться на балансирах или специальных тросах для облегчения работы с ними.

При клепке пневматическими молотками клепальщик управляет процессом клепки, а подручный удерживает поддержку.

Для ослабления вибрационных нагрузок на руки рабочего применяются пневмомолотки и поддержки с виброгасящими устройствами.

2.4.2. Прессовая клепка

Сущность прессовой клепки заключается в том, что замыкающая головка заклепки образуется при равномерном сжатии стержня. В момент образования замыкающей головки одновременно склепываемый пакет сжимается комбинированным штампом.

В зависимости от количества расклепываемых заклепок за один ход плунжеров пресса существует одиночная и групповая прессовая клепка.

Одиночная клепка применяется для клепки пакетов со сложной двойной кривизной (створки, капоты, люки и т.д.), а также в том случае, когда заклепки расположены по кривой линии и имеют неравномерный шаг шва (шпангоуты, нервюры, узлы сложной конфигурации).

Групповая клепка применяется для панелей и узлов, имеющих прямолинейные швы с определенным шагом расположения заклепок.

Пресс для одиночной клепки подбирают так, чтобы его усилие было на 10% больше потребного для образования

закрывающей головки. В табл. 2.4 приведены усилия (с округлением в большую сторону), потребные для образования замыкающей головки одной заклепки из различных материалов.

Таблица 2.4

Усилия в кН, потребные для образования плоских замыкающих головок заклепок

Материал заклепки		Усилия в кН для различных диаметров заклепок						
		2,6	3	3,5	4	5	6	7
Алюминиевые сплавы: В65, Д18, Д19, АП-1		8	11	15	21	34	39	54
Сталь	10; 15	11	17	20	28	42	52	73
	20Г2(20ГА)	18	25	34	43	58	80	98
	X18H9T	22	32	45	58	88	94	130

По методу передачи энергии от источника к штоку прессы, последние разделяют на пневморычажные, пневматические, гидравлические, пневмогидравлические.

По эксплуатационным признакам прессы подразделяют на:

- а) стационарные для одиночной клепки;
- б) стационарные для групповой клепки;
- в) переносные ручные для одиночной клепки.

Стационарные прессы для одиночной клепки предназначены для клепки плоских узлов, панелей одинарной и двойной кривизны.

Наибольшее применение в промышленности нашли стационарные прессы для одиночной клепки КП-204М, КПК-406, КПМ-205К (табл. 2.5).

Пневматический пресс КП-204М имеет сменную скобу 2 (рис. 2.33), которая может устанавливаться на основании 1 в трех положениях:

- силовой цилиндр расположен сверху — движение штока сверху вниз;
- цилиндр снизу — движение штока снизу вверх;
- цилиндр сбоку — движение штока в горизонтальной плоскости.

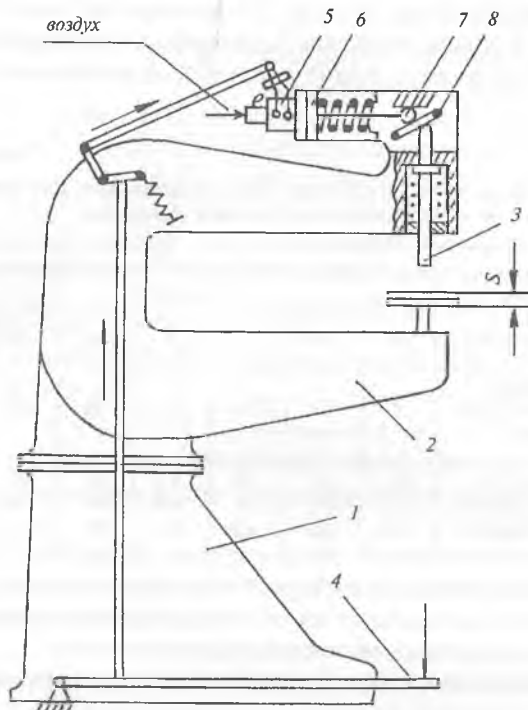


Рис. 2.33. Схема пресса КП-204М
 1 — основание; 2 — сменная скоба; 3 — шток; 4 — педаль;
 5 — воздухораспределительная коробка; 6 — поршень;
 7 — роликовый механизм; 8 — рычаг

Работа пресса управляется педалью 4. При нажатии на педаль сжатый воздух через выпускной клапан воздухораспределительной коробки 5 поступает в рабочую полость цилиндра и давит на поршень 6, движение поршня передается штоку 3, который формирует замыкающую головку заклепки. После образования замыкающей головки шток автоматически отводится в исходное положение (если не отпускать педаль до окончания цикла клепки).

Пресс КПК-406 имеет большую мощность по сравнению с прессом КП-204М и используется для клепки узлов и панелей из сталей и титана стальными заклепками диаметром 5—7 мм (табл. 2.5). Этот пресс также имеет возможность установки скобы в трех различных положениях.

Таблица 2.5

**Технические характеристики стационарных прессов
для одиночной клепки**

Параметры пресса		Тип пресса		
		КП-204М	КПК-406	КПИМ-205К
Усилие на плунжере, кН		50	100	50
Наибольшее число рабочих ходов в мин.		25	25	25
Габаритные размеры, мм	длина	1700	1900	2600
	высота	1800	2200	6300
	ширина	900	900	6300
Усилие сжатия пакета, кН		—	0,8—3,50	0,8
Масса пресса, кг		1250	1600	—
Максимальные габариты склепываемых изделий, мм	длина	не ограничена	не ограничена	1500
	ширина	1050	950	не ограничена

При клепке на прессе КПК-205К склепываемый узел или панель со вставленными заклепками подвешивается на крюк и вводится в зону рабочих головок пресса. Панель перемещается на шаг клепки в вертикальном направлении при помощи электротали, расположенной на траверсе. В горизонтальном направлении панель перемещается вручную или с помощью тележки с электроталью вдоль траверсы.

На прессах КП-204М и КПК-406 клепаются плоские узлы (лонжероны, нервюры, шпангоуты, балки), на прессе КПИМ-205К — панели одинарной и двойной кривизны (панели мотогондолы, носовых частей фюзеляжа, обтекателей шасси и т.д.).

2.4.3. Прессовая групповая клепка

Групповая клепка — процесс, при котором за один ход пресса образуются замыкающие головки у группы заклепок.

При групповой клепке (рис. 2.34) панель 1 со вставленными в отверстия заклепками устанавливают между штампами 2, 5. При включении пресса в работу верхний штамп 2 перемещается до соприкосновения с поверхностью панели и фиксируется в этом положении. Затем начинает перемещаться нижний штамп 5 вместе с прижимами 4.

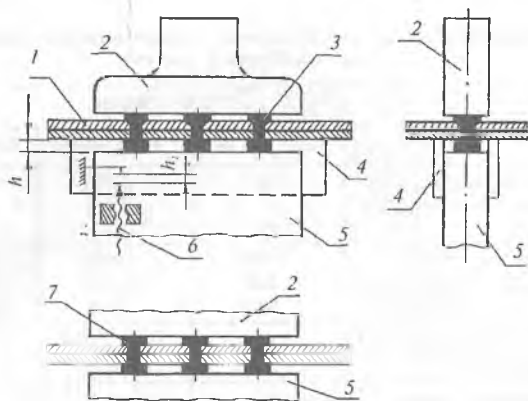


Рис. 2.34. Схема групповой клепки: 1 — панель; 2 — верхний штамп; 3 — заклепки с потайной закладной головкой; 4 — прижим; 5 — нижний штамп; 6 — микровыключатель; 7 — заклепка с плоской закладной головкой

В процессе этого перемещения происходит склепывание пакета, после чего перемещение штампа 5 прекращается. Высота замыкающей головки регулируется с помощью винта микровыключателя 6.

При групповой клепке образуется плоская замыкающая головка, а закладная головка может быть потайной 3 или плоской 7.

В промышленности наиболее широко применяется пресс для групповой клепки КП-602 (рис. 2.35). Он предназначен для клепки плоских узлов и панелей одинарной кривизны.

После установки изделия на пресс полуавтоматического действия он автоматически выполняет следующие операции:

- выравнивание поверхности панели перпендикулярно к вертикальной оси клепальных головок;
- подвод и отвод штампов, образование замыкающих головок;
- перемещение панели на групповой шаг.

В табл. 2.6 схематично показан технологический процесс клепки панели на прессе КП-602 при автоматическом цикле. Перемещение клепальных головок на следующий ряд производится оператором прессы вручную.

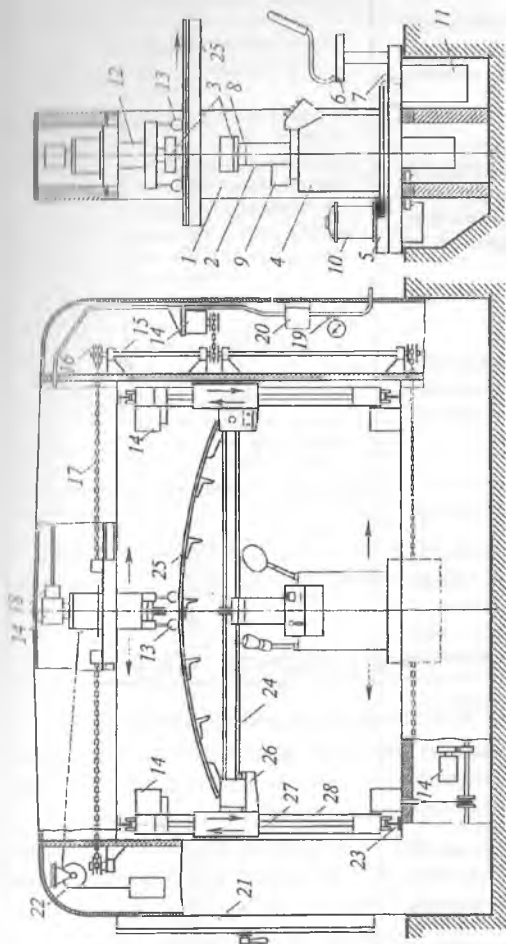


Рис. 2.35. Конструкция пресса КП-602: 1 — станина;

- 2 — плунжер; 3 — клепальный инструмент; 4 — гидроцилиндры; 5 — гидродвигатель; 6 — сиденье клепальщика; 7 — каретка; 8 — следящий механизм; 9 — автоматический механизм; 10 — электродвигатель; 11 — масляный бак; 12 — плунжер; 13 — шупы; 14 — пневмодвигатели; 15 — вертикальные валы; 16 — звездочки; 17 — роликковые цепи; 18 — электропневматическое пусковое устройство; 19 — воздушная магистраль; 20 — автоматическая маслянка; 21 — электро-система; 22 — рама выравнивающего устройства; 23 — склепываемая панель; 24 — направляющая для тележки; 25 — ходовой винт; 26 — кронштейн подъемника; 27 — стойка транспортной тележки; 28 —

Таблица 2.6

№ п/п	Наименование	Эскиз
1	Начальное положение изделия. Рама с изделием закреплена на подъемниках, щупы не касаются изделия.	
2	<p>Выравнивание изделия: а) изделие подведено к щупам, начинается автоматическое выравнивание изделия;</p> <p>б) изделие выровнено; дан импульс на опускание верхней обжимки.</p>	
3	Опускание верхней обжимки. При соприкосновении с изделием обжимка останавливается, дается импульс на подъем нижней обжимки.	
4	<p>Подъем нижней обжимки:</p> <p>а) касание изделия щечками обжимки (включается механизм автоматического образования головок);</p> <p>б) касание заклепки поверхностью обжимки (прекращается движение микровыключателя);</p> <p>в) окончание прессования (дан импульс на отход обжимок на заданное настройкой расстояние).</p>	

б	Отвод обжимок от изделия. Подъем верхней и опускание нижней обжимки (в конце отхода дан импульс на перемещение изделия).	
в	<p>Перемещение изделия на групповой шаг:</p> <p>а) скольжение обжимки по профилю изделия вызывает смещение обжимки относительно плунжера, в результате чего включается поперечная подача головок;</p> <p>б) при остановке изделия по упору группового пига подача головки прекращается, оси обжимки и плунжера совмещаются, дается импульс на выравнивание изделия и спускание верхней обжимки.</p>	

Кроме прессы КП-602 в промышленности применяется ряд других прессов для групповой клепки (табл. 2.7).

2.4.4. Клепка на клепальных автоматах

Применение клепальных автоматов обеспечивает комплексную автоматизацию сверлильно-клепальных работ по всем входящим в них операциям.

В самолетостроении клепальные автоматы используются для клепки плоских узлов и панелей, узлов и панелей одинарной и двойной кривизны, отсеков и агрегатов.

Клепальные автоматы выполняют весь цикл (комплекс) операций, который происходит без участия оператора по предварительно записанной на программноносителе программе. Соединения выполняются из различных исходных полуфабрикатов: стержней, провода или готовых заклепок.

Цикл работы автомата включает следующие элементы: выравнивание поверхности изделия; сжатие пакета;

Таблица 2.7

Технические характеристики и область применения прессов

Тип пресса	Усилие на плунжере пресса, кН	Максимальное число ходов в мин.	Габаритные размеры пресса, мм			Габариты панелей, мм			Область применения
			длина	высота	ширина	длина	высота	ширина	
КП-60-2	700	3—10	28000	4100	6700	15000	2800	450	Панели плоские одинарной кривизны, цилиндрические, конические
КП-50МП2	250	10	22000	5100	6000	14500	3000	350	Панели плоские одинарной кривизны, цилиндрические и двойной кривизны
КП-503М	250	5—14	2700	24500	700	15000	1150	230	Плоские узлы, панели, плоские и одинарной кривизны, цилиндрические, конические
КП-403М	120	15—20	1800	2350	600	15000	700	260	Плоские узлы, панели, плоские и одинарной кривизны, цилиндрические, конические
КП-405М	120	20—25	1100	1800	750	3000	250	—	Плоские узлы: лонжероны, нервюры, шпангоуты, балки

образование отверстия и гнезда под заклепку; установку заклепок; образование замыкающей головки; отвод инструментов в исходное положение; перемещение изделия или аппарата на шаг клепки; перемещение на следующий ряд клепки.

Клепальные автоматы оснащаются одной или несколькими клепальными головками и бункерами для заклепок различных типоразмеров, что позволяет клепать одновременно по несколько заклепок, а также пакеты разной толщины без переналадки автомата.

В зависимости от исходного материала для выполнения клепаного соединения (заклепки, стержни, провод в бухте) и схемы процесса клепки, клепальные автоматы выполняются в различных компоновках.

По видам основных операций, выполняемых автоматом, в отечественном и зарубежном самолетостроении применяются различные типы автоматов. Каждый из них работает по одной из приведенных ниже шести схем процесса клепки:

I схема — 4 операции

1. Сжатие пакета.
2. Сверление отверстия и зенкование гнезда под потайную головку заклепки.
3. Вставка потайной заклепки.
4. Образование замыкающей головки.

II схема — 4 операции

1. Сжатие пакета.
2. Сверление или пробивка отверстия.
3. Вставка заклепки с выступающей головкой.
4. Образование замыкающей головки.

III схема — 5 операций

1. Сжатие пакета.
2. Сверление отверстия и зенкование гнезда.
3. Вставка потайной заклепки.
4. Образование замыкающей головки.
5. Механическая обработка потайной головки.

IV схема — 5 операций

1. Сжатие пакета.
2. Сверление и зенкование гнезда.

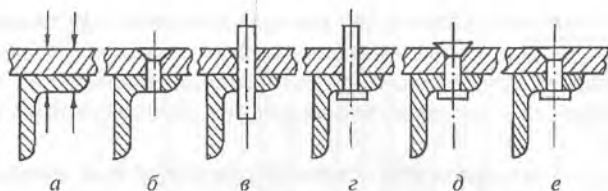


Рис. 2.36. Основные операции клепки на автоматах по схеме V

3. Вставка заклепки с выступающей головкой.
4. Образование потайной замыкающей головки (ПЗГ).
5. Механическая обработка потайной замыкающей головки.

V схема — 6 операций

1. Сжатие пакета (рис. 2.36, а).
2. Сверление отверстия и зенкование гнезда (рис. 2.36, б).
3. Вставка стержня (рис. 2.36, в).
4. Образование плоской замыкающей головки (рис. 2.36, г).
5. Образование потайной замыкающей головки (рис. 2.36, д).
6. Механическая обработка потайной замыкающей головки (рис. 2.36, е).

VI схема — 7 операций

1. Сжатие пакета.
2. Сверление и зенкование гнезда.
3. Вставка проволоки.
4. Отрезка стержня.
5. Образование плоской замыкающей головки.
6. Образование потайной замыкающей головки.
7. Механическая обработка потайной замыкающей головки.

В табл. 2.8 приведены основные типы клепальных автоматов, работающих по различным схемам.

На рис. 2.37 приведен автомат УКЗ-2, работающий по схеме III. На этом автомате производится клепка потайными заклепками и обработка головок торцевой фрезой.

Таблица 2.8

Номер схемы процесса клевки	Тип, название автомата, фирма	Исходный полуфабри- кат	Диаметр заклепок (мм)	Производи- тельность (количество заклепок в мин.)
I	СКАК (Россия) "Дривматик" (США)	Заклепки с потайными и выступаю- щими головками	6	12
			6	18
II	АКН-3 (Россия) СКАК (Россия) "Дривматик" (США)		3	12
			6	12
			5; 6; 8	20
III	УКЗ-2 (Россия) "ЭРКО" (США) "Дривматик" (США)	Заклепки с потайными головками	5	8
			5	10
			5; 6; 8	20
IV	"Мэнко Кристин" (США)	Заклепки с выступаю- щими головками	6	10
V	Джемкор — "Дривматик" (США)	Стержни	5; 6; 8; 10	10
VI	—	Проволока в букте	—	—

Автомат УКЗ-2 предназначен для клевки плоских узлов и панелей одинарной кривизны, к которым предъявляются высокие требования по качеству внешней поверхности.

В бункер 5 автомата засыпаются заклепки одного типоразмера, которые по трубопроводу сжатым воздухом подаются в приемник шпинделя вставки заклепок. В шкафу 8 расположена система гидроавтоматики. Система ручного управления расположена в шкафу; включение автомата в работу производится с пульта управления 12. Производительность автомата составляет 3—5 заклепок в минуту.

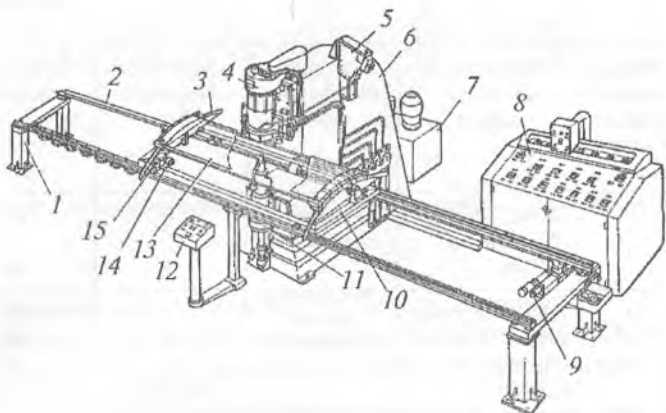


Рис. 2.37. Клепальный автомат УКЗ-2: 1 — колонна; 2 — направляющие продольного хода; 3 — направляющие поперечного хода; 4 — верхняя головка; 5 — бункер; 6 — станция перемещения каретки; 7 — насосная станция; 8 — шкаф; 9 — привод продольного перемещения; 10 и 15 — каретки; 11 — нижняя головка; 12 — пульт управления; 13 — панель; 14 — привод поперечного перемещения каретки

2.4.5. Клепка переносными прессами

Переносными прессами производится одиночная клепка узлов, клепанные швы которых расположены близко к кромкам изделия (рис. 2.38).

Имеется большое количество конструкций переносных прессов, но все они состоят из двух основных узлов — силовой головки и скобы.

Все виды переносных прессов объединяются в три группы: гидравлические, пневмогидравлические, пневматические.

Гидравлические и пневмогидравлические presses работают, соответственно, от гидравлических и пневмогидравлических мультипликаторов (устройств для повышения давления жидкости) или от передвижных гидравлических станций (например, ПГС-08-65). Пневматические presses подключаются непосредственно к заводской сети сжатого воздуха.

В табл. 2.9 приведены основные типы переносных гидравлических прессов с некоторыми техническими характеристиками.

Тип I
форма скобы
К-клещи



Тип II
форма скобы
К-клещи



Тип III
форма скобы
Б-бугель

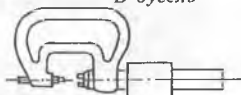


Таблица 2.9

Шифр пресса	Тип пресса	Усилие обжимки, кН	Макс. толщину на пакета, мм	Макс. число ходов в мин.	Рабочий ход обжимки, мм	Масса, кг
КПГ4-20-110К	II	26	20	24	25	4,6
КПГ6-10-45К	I	50	10	24	20	2,6
КПГГ-50-100К	II	50	50	24	40	8,0
КПГ6-5	III	90	38	20	40	14,5

Обозначения: КПГ — клепальный пресс гидравлический; 1-я цифра обозначает наибольший диаметр дюралюминиевой заклепки, 2-я цифра — наибольшую толщину склепываемого пакета, 3-я цифра — вылет скобы (H) пресса; К — форма скобы "клещи", Б — форма скобы "бугель".

Показанный на рис. 2.38 переносной пневморычажный пресс выполнен со сдвоенным пневматическим цилиндром и клинорычажной передачей.

В исходном положении поршни 12 и 15 находятся в крайнем правом положении; рычаг 7 отклонен под действием пружины 19. При подаче в полости 10 и 13 сжатого воздуха поршни 12 и 15 вместе с клином 8 перемещаются влево, клин через подшипник 9 давит на рычаг 7, а последний, поворачиваясь на оси, нажимает на пуансон 6 — происходит расклепывание заклепки. После того как освобождают пусковую кнопку пресса, воздух из полостей 10, 13 через золотник выходит в атмосферу. Одновременно в полость 14 поступает сжатый воздух — поршень 12, двигаясь вправо, возвращает все механизмы пресса в исходное положение.

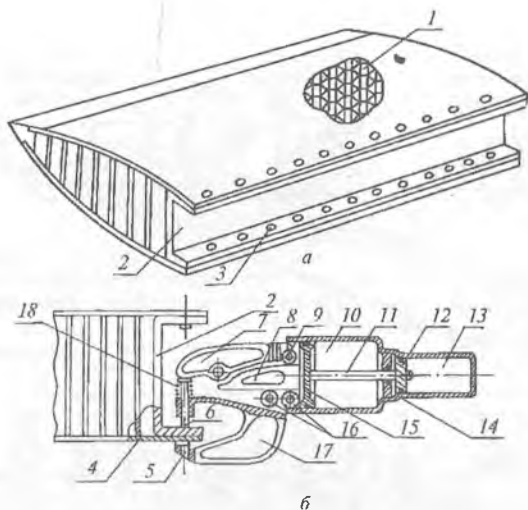


Рис.2.38. Схема клепки пневморычажным переносным прессом: а — изделие с клееным сотовым наполнителем, которое клепают переносным прессом; б — схема клепки прессом: 1 — сотовый наполнитель; 2 — лонжерон; 3 — заклепка; 4 — обшивка; 5 — обжимка; 6 — пуансон; 7 — рычаг; 8 — клин; 9, 16 — подшипники; 10, 13, 14 — рабочие полости цилиндров; 11 — шток; 12, 15 — поршни; 17 — скоба; 18 — пружина

2.4.6. Преимущества прессовой и автоматической клепки по сравнению с ударной клепкой

Основные требования к конструкции планера самолета — надежность, ресурс и высокое качество аэродинамических обводов. Этим требованиям, а также ряду производственных требований удовлетворяют прессовая и автоматическая клепка, которые обладают следующими преимуществами по сравнению с клепкой ручными пневматическими молотками:

- более высокое качество поверхности клепаного шва (отсутствие повреждений заклепок и поверхности изделия);

- незначительные местные и общие деформации изделия вследствие равномерного осаживания заклепок;

- стабильность качества клепаных швов, т.к. качество клепки практически не зависит от квалификации рабочего;

- более высокая производительность клепки (особенно при групповой прессовой клепке);
- улучшение условий труда в результате исключения шума и вибрационных нагрузок на организм клепальщика.

2.5. Герметизация заклепочных и болтовых соединений

Герметизация — это совокупность технологических операций при изготовлении оболочковой конструкции, направленных на обеспечение способности оболочки и соединений препятствовать газовому или жидкостному обмену между средами, разделенными этой оболочкой.

Герметичной считается конструкция, газовый или жидкостный обмен через оболочку и соединения которой не превышают допустимого.

Герметичность — одно из условий работоспособности кабин пассажирских самолетов, приборных, топливных и грузовых отсеков большинства типов современных самолетов.

2.5.1. Назначение и способы герметизации клепаных швов

В зависимости от служебных требований, предъявляемых к различным частям самолета, герметизация может иметь одно из следующих назначений:

- поддержание избыточного давления в различных служебных отсеках при полете самолета в разреженной атмосфере;

- предотвращение утечки топлива из баков и топливных отсеков агрегатов самолета;

- защита различных агрегатов и отсеков от проникновения в них агрессивных жидкостей и газов;

- защита внутренних объемов планера самолета от попадания дождевой воды.

При отсутствии герметичности заклепочного шва утечка жидкости или газа может произойти в основном через зазоры между контактируемыми поверхностями деталей, а также между телом заклепки и стенками отверстия (рис. 2.39).

Уменьшить или устранить утечку жидкости или газа через заклепочный шов можно следующим способом:

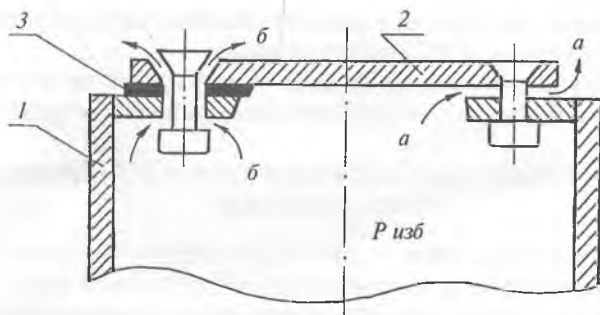


Рис. 2.39. Места утечки газа или жидкости из оболочковой конструкции при избыточном давлении $P_{изб}$: *a* — между контактными поверхностями емкости *1* с крышкой *2*; *б* — между телом заклепки и стенками отверстия; *3* — герметизирующий материал

- тщательной подгонкой контактируемых поверхностей соединяемых деталей;
- высоким качеством клепки;
- применением специальных заклепок: конусных, с компенсатором, заклепок с различными резиновыми уплотнителями и др.;
- клепкой с образованием потайной замыкающей головки или стержнями (рис. 2.40);
- путем применения различных герметизирующих материалов.

При повышенных требованиях к герметичности заклепочных швов для герметизации последних применяются специальные герметизирующие материалы — **герметики**.

Существуют три вида герметизации соединений: *внутришовная*, *поверхностная* и *комбинированная* (рис. 2.41). Для выполнения внутришовной герметизации предваритель-

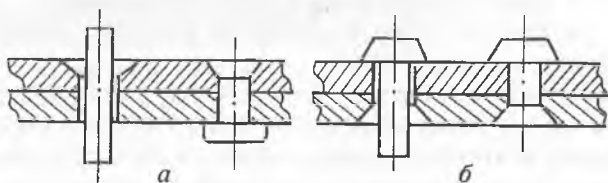


Рис. 2.40. Клепка стержнями — *a* и образование при клепке потайной замыкающей головки (ПЗГ) — *б*

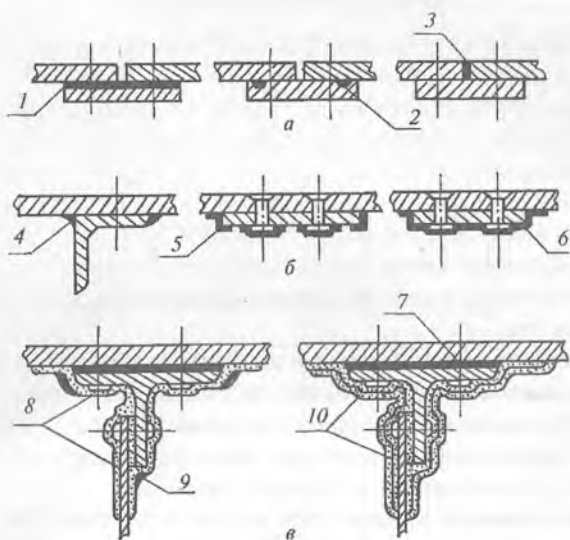


Рис. 2.41. Внутришовная — а, поверхностная — б и комбинированная — в герметизация: 1 — пленка из герметика; 2, 3, 4 — жгуты из герметика; 5 — герметизация местная; 6 — герметизация сплошная; 7 — пастообразный герметик; 8 — подслои из 2-х слоев жидкого герметика; 9 — пастообразный герметик; 10 — поверхностная герметизация (наносится поливом в 3 слоя)

но собранный узел разбирается и между деталями прокладываются герметизирующие пленки или жгуты в выфрезерованные канавки, а затем производится окончательная сборка и соединение деталей узла.

При поверхностной герметизации пастообразные или жидкие герметики наносятся после сборки узла.

Комбинированный метод герметизации применяется в тех случаях, когда к герметичным швам предъявляются повышенные требования, например, при изготовлении топливных отсеков и регенерационных герметичных кабин самолетов.

При комбинированном методе вначале осуществляют внутришовную, а затем поверхностную герметизацию (в несколько этапов).

При проведении герметизации на соединяемые поверхности деталей предварительно наносится подслои герметика.

2.5.2. Виды герметиков

Герметики, применяемые в самолетостроении, должны соответствовать основным требованиям:

- обладать высокой пластичностью, т.е. сохранять герметизирующие свойства при деформациях шва и изменениях температуры;
- обеспечивать хорошее сцепление (прочность сцепления не менее 1 МПа) с поверхностями деталей;
- не должны иметь токсичных составляющих;
- не должны вызывать коррозионные процессы в зоне герметизации.

Герметики применяются в виде пастообразной массы, раствора пасты, жидкости, жгута, ленты или ткани, пропитанной герметизирующим составом. В табл. 2.10 приведены технические характеристики основных видов герметиков, применяемых в самолетостроении.

В зависимости от вида применяемого герметика для его нанесения на шов могут быть использованы следующие инструменты: шпатель, шприц, кисть, пульверизатор. Жидкий герметик может быть нанесен путем полива или окунания; пленочный герметик прикатывается к поверхности специальным валиком.

На чертежах изделия указывают марку герметика, зону герметизации, индекс способа нанесения герметика и качество слоев герметика, наносимого кистью (рис. 2.42).

Существуют условные индексы способа нанесения герметика:

- укладка ленты вручную — "Л";
- нанесение шпателем или шприцем — "Ш";

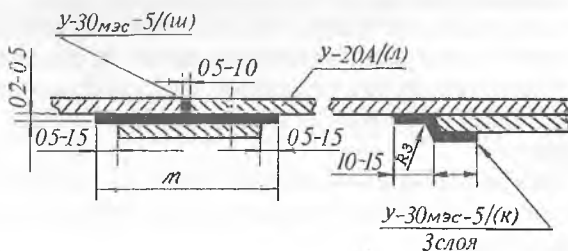


Рис. 2.42. Примеры обозначения герметика на чертеже

Технические характеристики герметиков для клепаных швов изделий

Марка герметика	Диапазон рабочих температур, °С	Состояние герметика в момент его применения	Срок жизнеспособности герметика	Марка материала	Время выдержки после герметизации; рабочая среда испытания	Область применения
У-30М		Пастообразная масса	Паста — 12 ч. раствор — 3 ч.	Клей 88 Клей К-50 или ВТУР	Воздух — 1 сутки Керосин — 3 суток	Герметизация клепаных и болтовых швов кабин самолетов
УТ-32	-60 +130	Раствор Паста	Паста — 15 дн. Раствор — до 3-х часов	—		
У-30мес-5		Пастообразная масса, раствор, паста	Паста и раствор — до 3-х часов	—	Воздух — 3 суток Керосин — 7—10 суток	
ВТУР		Жидкость	12 часов	—		Герметизация емкостей для топлива
ВГФ-1	-70 +120	Пастообразная масса	Паста — 4 ч., жидкость — 0,5 ч.	—	Керосин — 3 суток	Герметизация емкостей для топлива
У-2-28	-60 +300	Жидкость	Паста — 8 ч.	П-П спасгой № 2	Воздух — 3 суток 3 суток	Герметизация клепаных швов кабин самолетов и вертолетов
У-20А	-50 +70	Ленты Жгуты	Не ограничена	—	—	

- нанесение кистью — "К";
- нанесение пульверизатором, поливом, окунанием — "П".

Как видно из табл. 2.10, жизнеспособность герметиков сравнительно невелика, поэтому их изготавливают в лабораториях непосредственно перед выдачей на рабочие места в специальных смесителях с автоматической дозировкой компонентов.

Герметик приобретает герметизирующие свойства после вулканизации, т.е. перехода из пластического в упругое резиноподобное состояние.

Время процесса вулканизации зависит от процентного соотношения количества компонентов, температуры и влажности окружающей среды. Так, например, при комнатной температуре и влажности 70% герметик У-30_{мас}-5 вулканизируется через 200 часов, а при температуре 70°C — через 30 часов.

Изделия с загерметизированными швами через определенное время после вулканизации герметика подвергаются испытаниям (табл. 2.10).

2.5.3. Технологический процесс сборки изделий с герметизацией заклепочных швов

Технологический процесс сборки-клепки изделий с герметичными швами зависит от применяемого метода герметизации, но основные операции, относящиеся к герметизации непосредственно, одинаковы для всех методов. К основным операциям герметизации относятся: подготовка поверхностей деталей, нанесение герметика, вулканизация герметика.

Подготовка поверхностей заключается в очистке их от следов влаги, масел, жиров и других загрязнений. Для очистки поверхностей используются различные растворители (ацетон, бензин), пар или перхлорэтилен, разогретый до 60—140°C и в виде струи направленный на поверхность детали.

Нанесение подслоя и герметика производится не позднее чем через 3 часа после подготовки поверхностей. Подслоем в виде клея К-5/88 или герметика ВТУР наносят кистью, пульверизатором или окунанием в один, два, три слоя. После нанесения каждого слоя поверхность сушат на воздухе или при помощи различных нагревателей.

Способ нанесения герметика зависит от его марки и консистенции. Пастообразные герметики наносятся шпателем или при помощи специальных шприцев (ручных и пневматических). Жидкие герметики наносят пульверизатором, кистью, поливом либо окунанием. Герметики в виде ленты или жгутов накладываются на поверхность вручную и прикатываются специальными валиками.

Вулканизация подслоя и герметика в зависимости от их марки может производиться либо путем поддержки на открытом воздухе, либо термообработкой герметичного шва. Герметики У-30м, У-30_{МЭС}-5, УТ-32, ВТУР вулканизируются в обычных цеховых условиях в течение времени, указанного в паспорте герметика или подслоя.

Для ускорения вулканизации загерметизированные швы необходимо нагреть до температуры 60 — 70°С. Нагрев изделий можно производить в сушильных камерах, воздушных печах, путем продувки агрегатов горячим воздухом, а также с помощью различных электронагревателей.

2.5.4. Контроль герметичности швов и изделий

При изготовлении герметичных изделий осуществляют пооперационный контроль процесса герметизации и окончательный контроль герметичности готового изделия.

П о о п е р а ц и о н н ы й к о н т р о л ь — контроль качества выполнения каждой операции и перехода. При этом проверяется качество подготовки поверхностей, исходного материала, качество нанесения слоев, подслоя и герметика, режим вулканизации, толщина герметизирующих слоев. Кроме того, при операционном контроле проверяют операции процесса клепки и качество внешней поверхности герметичного клепаного шва.

К о н т р о л ь г о т о в о г о и з д е л и я предусматривает контроль качества герметизации отдельных участков клепаного шва и изделия в целом.

Контроль осуществляется следующими способами: устанавливаются места утечки газа, воздуха или жидкости; измеряется время падения давления в контролируемом объеме на заданную величину; измеряется величина утечки жидкости воздуха или газа в единицу времени.

Для проверки герметичности изделие заполняется контролируемым веществом — воздухом, керосином или специальными газами и смесями газов с воздухом.

В самолетостроении применяется несколько методов контроля герметичности: пневматический; гидростатический; люминесцентный; галоидно-электрический.

Пневматический метод. При этом методе контроля герметичности изделие наддувается воздухом до давления $P_{нач}$, а затем засекается время падения давления до величины $P_{конеч}$. Герметичность изделия оценивается по времени падения давления с $P_{нач}$ до $P_{конеч}$. Время $T_{ту}$ перепада давлений указывается в технических условиях на изделие. Например, для фюзеляжа среднего пассажирского самолета в технических условиях установлены следующие величины: $P_{нач} = 0,05$ МПа; $P_{конеч} = 0,01$ МПа, время $T_{ту} = 45$ мин. Если окажется, что $T_{изд} < T_{ту}$, то определяют места утечки и устраняются дефекты герметизации.

Места утечки воздуха определяют с помощью мыльной пены, которая наносится на внешнюю поверхность заклепочных швов. Избыточное давление внутри изделия в местах нарушения герметичности вызывает пузырение мыльной пены. Для определения мест утечки в швах открытого изделия (узла, панели) или агрегатов без их наддува пользуются специальными вакуумными колпачками, работающими от вакуумных установок, или колпачками

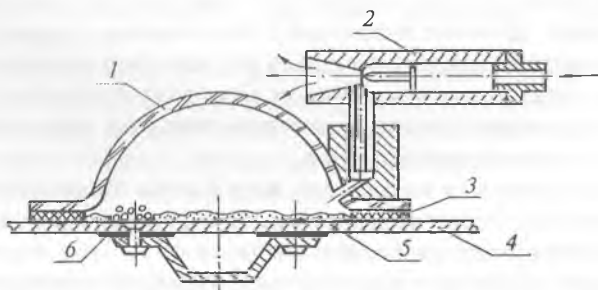


Рис. 2.43. Колпачок эжекторного типа:

1 — корпус из оргстекла; 2 — эжекторная труба; 3 — губчатая резина; 4 — панель; 5 — мыльная пена; 6 — мыльные пузыри

индикаторного типа, работающими от сети сжатого воздуха (рис. 2.43).

Гидростатический метод применяется для выявления мест утечки жидкости через швы. Этот метод применяется для контроля герметичности емкостей для топлива (топливных отсеков крыла, фюзеляжа и др.).

Для контроля герметичности гидростатическим методом поверхность швов покрывают меловой обмазкой толщиной 0,04—0,08 мм. Меловая обмазка просушивается. Затем емкость заливается керосином и выдерживается в течение одного часа под давлением $P = 2,5 \text{ кН/м}^2$. Если в течение последующих 3-х часов после снижения давления до нормального в емкости на меловой обмазке не появились пятна, емкость считается герметичной.

Люминесцентный метод также применяется для контроля герметичности емкостей для топлива. При этом методе в емкость заливается смесь керосина с люминесцентной жидкостью — нореолом. Утечку жидкости проверяют в затемненном помещении. В местах течи наблюдаются светящиеся пятна. Проверку осуществляют визуально или с помощью фотоэлементов при освещении поверхности шва кварцевой лампой.

Галогидно-электрический метод применяется при контроле герметичности гидравлических, воздушных систем и емкостей для топлива.

При этом методе контролируемое изделие с помощью специального стенда заполняется смесью газа фреона-12 с воздухом (или азотом). Давление смеси в емкости поддерживается в пределах 1—1,5 кН/м².

Индикатором течи служит специальный щуп (в форме пистолета), перемещаемый вдоль шва со скоростью 200—250 мм/мин. Основным элементом щупа является платиновая спираль, нагреваемая до 900—1000°C. При попадании на нагретую спираль газа фреона, в ней резко увеличивается ионная эмиссия (анодный ток). Изменение силы тока показывает регистрирующий прибор — течеискатель, к которому подключается щуп. При наличии течи отклоняется стрелка миллиамперметра, расположенного на щитке

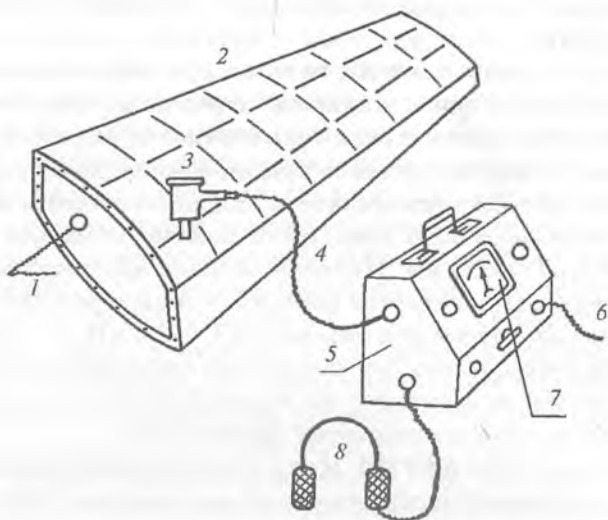


Рис. 2.44. Схема контроля герметичности галоидным методом:
 1 — шланг, подающий газовую смесь; 2 — контролируемый агрегат; 3 — щуп; 4 — электропровод; 5 — регистрирующий прибор; 6 — сетевой электрошнур; 7 — миллиамперметр; 8 — телефон

регистрирующего прибора и подается звуковой сигнал телефоном, подключенным к прибору (рис. 2.44).

2.5.5. Контроль качества клепанных швов

В клепально-сборочном производстве существует два вида контроля: пооперационный и окончательный. При пооперационном контроле проверяется правильность выполнения отдельных операций технологического процесса сборки и клепки, при окончательном — качество готовых заклепочных швов и обводов изделия.

При пооперационном контроле проверяют:

- правильность установки деталей в сборочном положении, плотность прилегания соединяемых деталей, зазоры и ступеньки в стыках обшивки и элементов каркаса;
- расположение отверстий в соответствии с чертежом или шаблоном;
- диаметры и качество выполнения отверстий с обеих сторон пакета (рис. 2.45, а);

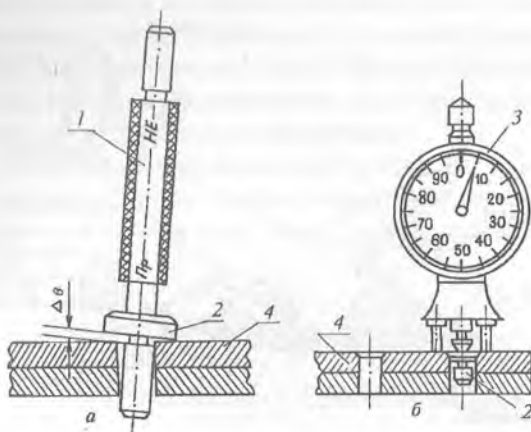


Рис. 2.45. Контроль отверстия и зенкованного гнезда под заклепку: 1 — калибр-пробка; 2 — калибр-заклепка; 3 — индикатор; 4 — соединяемые детали

— форму, качество поверхности и глубину зенкованных гнезд (рис. 2.45, б).

При окончательном контроле клепаного изделия проверяют:

- выступание потайных головок над обшивкой;
- плотность прилегания закладных и замыкающих головок к поверхности детали;
- форму и размеры замыкающих головок заклепок;
- общее состояние поверхности замыкающих и закладных головок (наличие трещин и подсечек от инструмента);

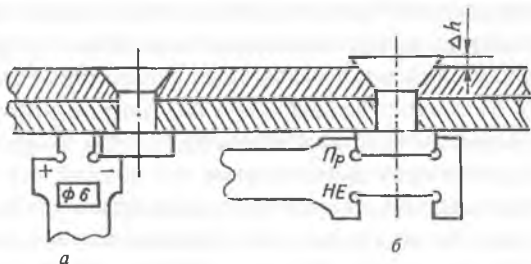


Рис. 2.46. Контроль высоты — а и диаметра — б замыкающей головки заклепки шаблоном-калибром

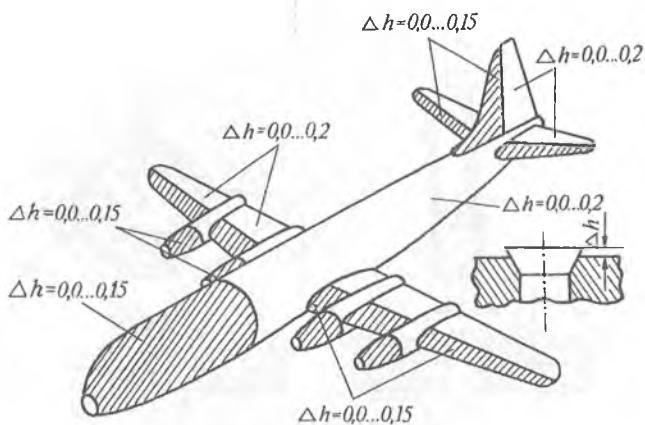


Рис. 2.47. Допуски Δh при выступании потайных головок заклепок по зонам планера самолета

- тип и материал заклепок по маркировке на головках;
- зазоры между склепываемыми деталями;
- общее состояние поверхностей склепываемых деталей (наличие подсечек, вмятин, царапин и т.д.);
- общие обводы агрегата.

Контроль качества выполнения отверстий и зенкованных гнезд, а также параметров замыкающих головок должен составлять не менее 10—15% от их общего количества в заклепочном шве.

Зазоры между деталями в заклепочном шве и зазоры между головками заклепок с деталями проверяются при помощи щупов.

Контроль параметров замыкающей головки производят при помощи предельных шаблонов (рис. 2.46).

Контроль величины выступания закладных головок Δh (рис. 2.46, б) осуществляется при помощи индикатора (по такой же схеме, как показано на рис. 2.45, б). Западание потайных головок не допускается.

Для современных скоростных самолетов установлены жесткие допуски на размер Δh , особенно для носовых частей агрегатов самолета. На рис. 2.47 показаны допуски на размер Δh для самолетов со скоростями полета 1500 — 3000 км/час.

Общее состояние поверхностей закладных и замыкающих головок, а также поверхностей деталей проверяются визуально или при помощи лупы. Обводы панелей, узлов, отсеков и агрегатов проверяются при помощи рубильников и шаблонов с применением щупов.

При выявлении неисправимых дефектов клепки заделки удаляются путем высверливания сердечника, а при необходимости заменяются также листы и детали узла.

ГЛАВА 3

РЕЗЬБОВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

3.1. Общая характеристика резьбовых соединений

Резьбовое соединение — это наиболее распространенный вид разъемных соединений с помощью различных крепежных деталей, обеспечивающих относительную неподвижность соединяемых элементов какой-либо конструкции. Резьбовое соединение осуществляется с помощью крепежных деталей — болтов, винтов, шпилек, гаек, шурупов, шайб, шплинтов, а также штифтов. С их помощью осуществляют болтовые соединения, для которых не требуется нарезания резьбы в соединяемых деталях. Если размещение болтов затруднено или нежелательно делать сквозное отверстие в деталях, используют винты и шпильки. Под гайку или головку болта ставятся шайбы для предотвращения смятия поверхностей соединяемых деталей, предохранения их от царапин при завинчивании гаек, винтов, шпилек и для перекрытия зазора между стержнем болта и отверстием в деталях.

Стопорные шайбы и шплинты предотвращают самоотвинчивание болтов и гаек при вибрациях и ударах.

На рис. 3.1. показаны примеры резьбовых соединений.

Прочность и долговечность резьбовых соединений зависят от конструкции деталей, точности их изготовления, технологических факторов и т.д.

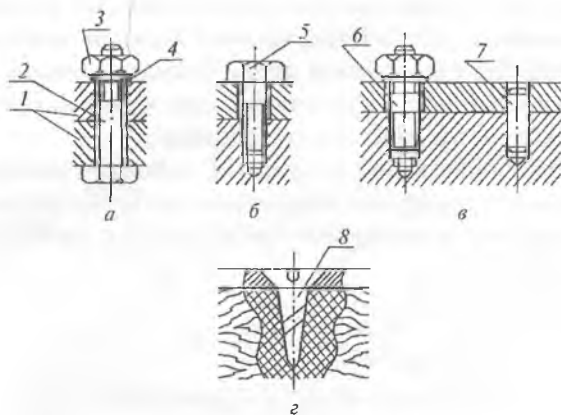


Рис. 3.1. Примеры резьбовых соединений:
a — болтовое соединение; *б* — соединение винтом; *в* — соедине-
 ние шпилькой; *г* — соединение шурупом; *1* — соединяемые
 детали; *2* — болт; *3* — гайка; *4* — шайба; *5* — винт;
б — шпилька; *7* — штифт; *8* — шуруп

Резьбовые соединения широко используются при сборке планера самолета и установке приборов, механизмов и оборудования. Например, для тяжелых и сверхтяжелых самолетов количество болтовых соединений может составлять 200—400 тыс. штук.

Эти соединения применяются при сборке:

- агрегатов и отсеков по стыкам и разъемам (рис. 3.2, *a, б*);
- листов обшивок и монолитных панелей (рис. 3.2, *в, г*);
- тяг управления и трубопроводных систем (рис. 3.2, *д, е*) и т. д.

3.2. Выполнение болтовых соединений

Посадка болтов в отверстие бывает двух типов: с зазором и с натягом. Первый тип посадки применяют для болтов, работающих на растяжение, второй тип — для болтов, работающих на срез. Для самолетов тяжелого класса количество болтов, имеющих посадку с натягом, составляет 30—35% от общего количества болтов, установленных в конструкции самолета. Обычно для болтовых соединений рекомендуемая величина радиального натяга

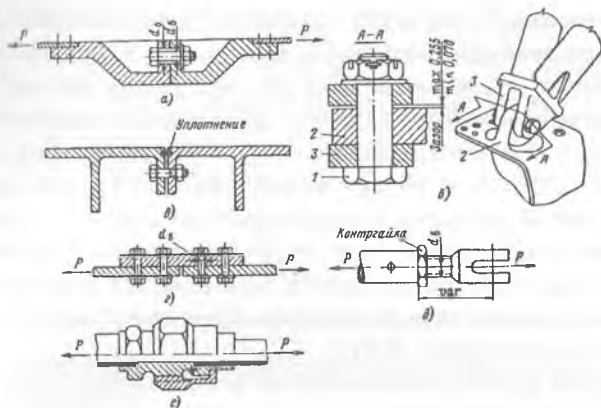


Рис. 3.2. Примеры применения резьбовых соединений:
 а — фланцевый стык; б — узел крепления подкосов к шпангоуту; в — соединение монолитных панелей;
 г — соединение обшивок; д — тендер тяги управления;
 е — соединение трубопроводов: 1 — болт; 2 — ушко; 3 — вилка

составляет 0,6—2% . Для повышения выносливости болтовых соединений ведутся работы по созданию более равномерных по толщине пакета натягов.

Болты, посадки которых регламентированы классами точности, на производстве принято называть "классными" болтами.

Процесс выполнения соединения "классными" болтами включает в себя следующие основные операции: образование отверстий под болты; обработку отверстий до необходимого класса точности по диаметру и чистоте поверхности стенок; посадку болтов в отверстия; затяжку болтов; стопорение болтовых соединений.

На сборке сверление или рассверливание отверстий производится по уже имеющимся отверстиям (направляющим отверстиям), по наложенным кондукторам или по разметке.

Для сверления и обработки отверстий в сборочных цехах применяются сверлильные станки, пневмодрели, сверлильный пневматический агрегат СПА-20, который позволяет сверлить и развертывать отверстия диаметром до 20 мм при глубине сверления 150 мм.

“Классные” отверстия под болты развертываются вручную при помощи трещеток или воротков, а при машинной обработке — агрегатом СПА-20, или тихоходными пневматическими дрелями. Более производительным методом разделки отверстий является протягивание, производительность которого в 10 раз выше, чем развертывание. Но этот способ разделки пригоден только для 7—8 квалитетов точности. Протягивание предварительно рассверленных отверстий производится при помощи специальных ручных пневмогидравлических прессов за один рабочий ход протяжки (рис. 3.3).

Болты с небольшим натягом вставляются в отверстия при помощи ударов молотка или запрессовкой специальными ручными прессами. При постановке болтов с большим радиальным натягом последние перед запрессовкой охлаждаются в специальных морозильных камерах. Затяжка болтов существенно влияет на восприятие нагрузок болтовым соединением. На рис. 3.4 показана схема действия сил на болтовое соединение, работающее на срез.

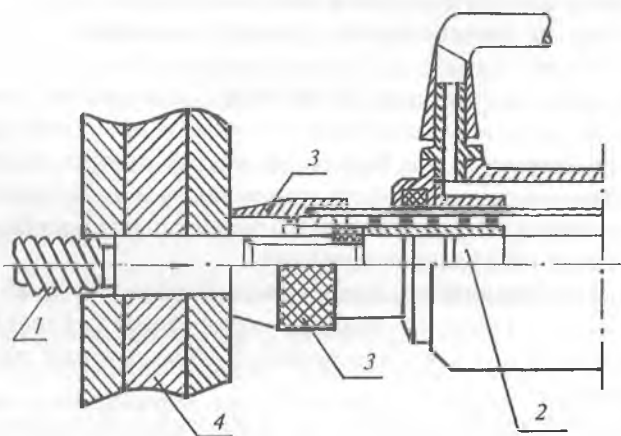


Рис. 3.3. Схема протягивания отверстия:
 1 — винтовая протяжка; 2 — плунжер пресса; 3 — упор пресса;
 4 — пакет

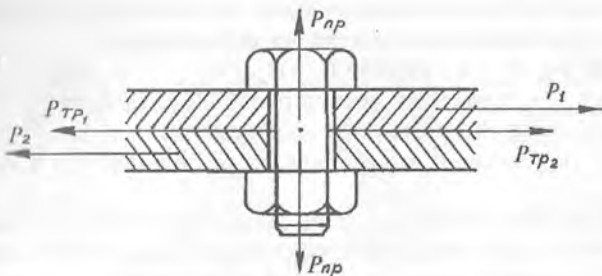


Рис. 3.4. Схема действия сил на болтовое соединение

Нагрузка P , воспринимаемая соединением, определяется выражением:

$$P = P_{\text{ср.б.}} + P_{\text{тр.}}$$

где $P_{\text{ср.б.}}$ — срезающая нагрузка, воспринимаемая стержнем болта;

$P_{\text{тр.}}$ — силы трения, возникающие по контактным поверхностям соединяемых деталей.

Силы трения по контактным поверхностям деталей в большой степени зависят от сжимающих сил, которые возникают при затяжке болта:

$$P = i \cdot \mu \cdot P_{\text{пр.}}$$

где i — число контактных поверхностей;

μ — коэффициент трения для контактируемых материалов;

$P_{\text{пр}}$ — растягивающее усилие в стержне болта, вызванное его затяжкой.

Величина растягивающей нагрузки в стержне болта $P_{\text{пр}}$ при работе соединения на срез ограничивается прочностью материала болта и его размерами:

$$P_{\text{пр}} \leq k \cdot \sigma_{\tau} \cdot f,$$

где σ_{τ} — предел текучести материала болта;

f — площадь поперечного сечения стержня болта;

k — коэффициент, характеризующий запас прочности.

Для болтов, работающих на срез, $k = 0,2—0,5$.

При увеличении k повышается жесткость соединения и увеличивается его выносливость.

Потребный крутящий момент на ключе при затягивании болта можно определить из выражения:

$$M_{кр} = P_{кл} \cdot L = 0,25 \cdot P_{пр} \cdot d_{ср},$$

где $d_{ср}$ — средний диаметр резьбы болта в см;

L — длина рукоятки ключа в см;

$P_{кл}$ — усилие рук рабочего, прикладываемое к ключу в H .

Величина потребных для затяжки болтов крутящих моментов на практике определяется по справочной литературе. Для обеспечения потребных крутящих моментов болты затягиваются специальными тарированными ключами, которые при достижении заданного крутящего момента прощелкивают и далее не увеличивают затяжку гайки. На сборке для затяжки болтов и винтов применяют различные тарированные по величине ключи и отвертки с ручным, пневматическим или электрическим приводом.

3.3. Стопорение резьбовых соединений

В процессе полета все элементы планера самолета, его оборудования и монтажней подвержены вибрационным нагрузкам. Вибрация может привести к самоотвинчиванию элементов резьбовых соединений. Поэтому все резьбовые соединения, имеющиеся в конструкции самолета, должны стопориться (законтриваться).

Существуют три способа стопорения резьбовых соединений (рис. 3.5):

— фиксация гайки относительно болта или стягиваемых деталей (рис. 3.5, *а—з*);

— увеличение сил трения в резьбе и на торце гайки (рис. 3.5, *и—н*);

— фиксация с помощью местных пластических деформаций (рис. 3.5, *о, л*).

При выборе способа стопорения резьбовых соединений учитываются следующие факторы:

- степень ответственности соединения;
- конкретные условия работы и нагружения;
- необходимость разборки и сборки в процессе эксплуатации;
- габаритные размеры соединения, степень доступности крепежных деталей;
- особенности сборки и контроля усилия затяжки;
- стоимость стопорящих элементов.

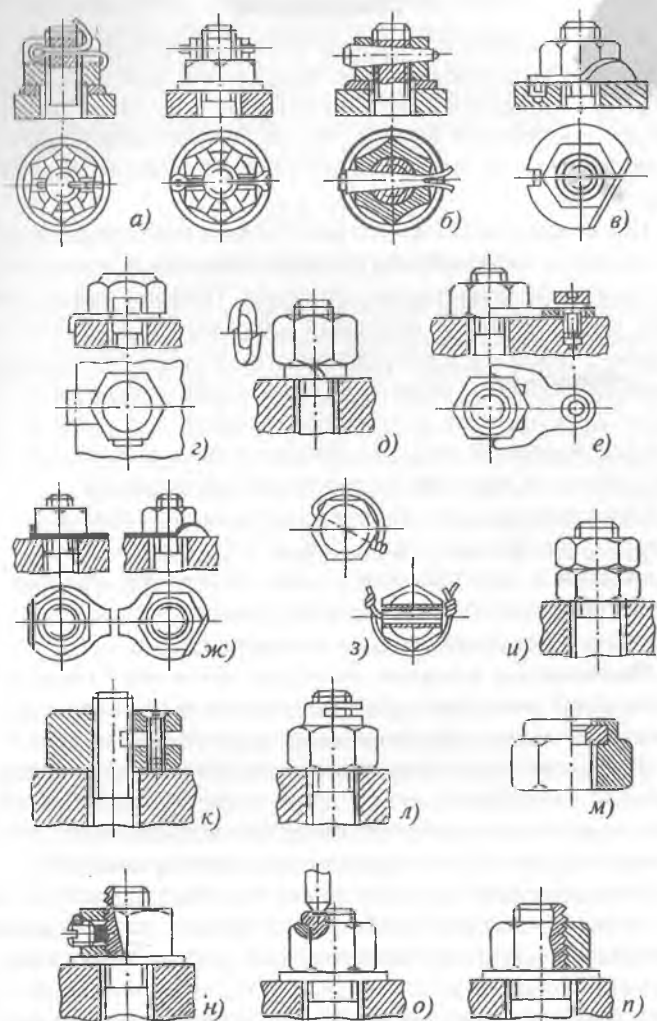


Рис. 3.5. Способы стопорения резьбовых соединений:
а, б — взаимная фиксация болта и гайки; *в, г, д, е* — взаимная фиксация гайки, болта и корпуса; *ж, з* — взаимная фиксация нескольких гаек или винтов; *и, к, л* — создание дополнительных сил трения за счет осевого давления; *м, н* — создание дополнительных сил трения путем увеличения радиального давления; *о* — фиксация с помощью местных пластических деформаций; *п* — фиксация с помощью склеивания

3.4. Выполнение высокоресурсных болтовых соединений

Ресурс самолета — это количество летных часов, в течение которых сохраняется надежность работы конструкции. Для современных транспортно-грузовых самолетов ресурс составляет 50 тыс. часов. В настоящее время ведутся работы по повышению ресурса самолета до 60—70 тыс. часов.

Практика показала, что разрушение конструкции планера самолета начинается в основном по точкам соединений, в частности, болтовых и заклепочных. Поэтому важно обеспечить высокий ресурс болтовых соединений. Для этого необходимо, чтобы их конструктивно-технологические параметры обеспечивали в течение заданного времени работоспособность конструкции в зоне соединения под воздействием знакопеременных нагрузок. Иными словами, соединение должно обладать высокой усталостной прочностью.

Опыт показал, что величина усталостной прочности болтового соединения в значительной степени зависит от напряжений и деформаций в зоне отверстия под болт, от качества обработки внутренней поверхности и кромок отверстия, а также величины затяжки болта.

Наибольшее влияние на ресурс болтового соединения оказывают величины осевого (от затяжки гайки) и радиального натягов, определяемых характером посадки.

Затягивание гайки производится до такой величины, при которой в стержне болта создаются напряжения 0,6—0,8% от предела текучести материала болта. Величина затяжки контролируется с помощью тарированных ключей.

Посадка с высоким натягом, составляющим 2,0—4,0% от диаметра болта, применяется только для соединения достаточно жестких конструкций. Если необходимо поставить большое количество болтов с натягом 0,6—1%, то экономически целесообразно для упрочнения отверстия применять предварительную раскатку (дорнование) его внутренней поверхности.

К болтовым соединениям, в стыковых узлах планера самолета предъявляются повышенные требования выносливости и жесткости. Поэтому отверстия под болты следует образовывать сверлением с последующим разверты-

ванием и раскатыванием. Обязательно снятие фасок с обеих кромок отверстия. Болт в отверстие следует устанавливать со смазкой ЦИАТИМ-20 или грунтом АЛГ-14 (если соединение неразъемное) и затягивать самоконтрящейся гайкой. Затягивание производится до возникновения осевого растягивающего напряжения, равного 0,6—0,8% от предела текучести материала болта.

ГЛАВА 4

СВАРНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

В современном самолетостроении широко применяются сварные соединения. Это объясняется постоянным увеличением в конструкции планера самолета деталей и узлов, изготовленных из различных сталей и титановых сплавов. В тяжелых самолетах количество сварных точек достигает 200 тыс., длина различных сварных швов — 2000 м. Разработчики авиационной техники стремятся заменить, по мере возможности, клепаные соединения сварными, т.к. сварка по сравнению с клепкой обладает рядом преимуществ:

- сварной узел легче клепаного;
- трудоемкость сварного соединения ниже, чем клепаного;
- процесс сварки высокопроизводителен;
- сварной шов обладает герметичностью;
- процесс сварки легко поддается механизации и автоматизации.

Вместе с тем сварка имеет определенные недостатки:

- невозможность получения прочных сварных швов в конструкциях, выполненных из высокопрочных алюминиевых сплавов (например, из Д16, В95 и др.);
- сложность выполнения соединений из разнородных металлов;
- сварные конструкции плохо воспринимают ударные и знакопеременные нагрузки;
- возникновение больших температурных деформаций конструкции в процессе сварки. Необходимы дополнительные работы для устранения температурных деформаций и последующая термообработка узла для снятия внутренних напряжений в зоне сварного шва;

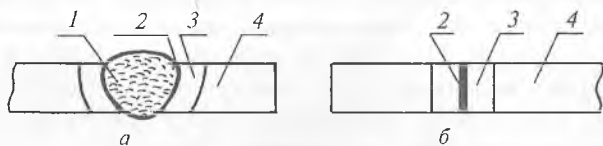


Рис. 4.1. Сварное соединение:
 1 — сварной шов; 2 — зона сплавления (а) или соединения при сварке давлением (б); 3 — зона термического влияния;
 4 — прилегающий основной материал

— при сварке высокопрочных сталей существует опасность появления холодных сварочных трещин в шве и околосшовных зонах в процессе эксплуатации, поэтому сварку таких сталей следует проводить с нагревом до 200 — 250°С. Сразу же после сварки узлы необходимо поместить в печь с температурой 650°С и прогреть их там не менее 15 минут.

4.1. Сущность процесса сварки

Сварка — это технологический процесс соединения твердых материалов, который происходит при местном сплавлении или совместном пластическом деформировании свариваемых частей под действием межатомных сил.

Участок конструкции, на котором сваркой соединены между собой составляющие его элементы, называется сварным соединением (рис. 4.1).

Участок сварного соединения, непосредственно связывающий свариваемые элементы, называется сварным швом.

По взаимному расположению соединяемых элементов в зоне сварного шва различают следующие его виды (рис. 4.2):

- с отбортовкой (рис. 4.2, а);
- встык без скоса кромок (рис. 4.2, б);
- встык с односторонним скосом кромок (рис. 4.2, в);
- встык с накладкой (рис. 4.2, г);
- угловое (рис. 4.2, д);
- тавровое (рис. 4.2, е);
- замковое (рис. 4.2, ж);
- внахлестку (рис. 4.2, з).

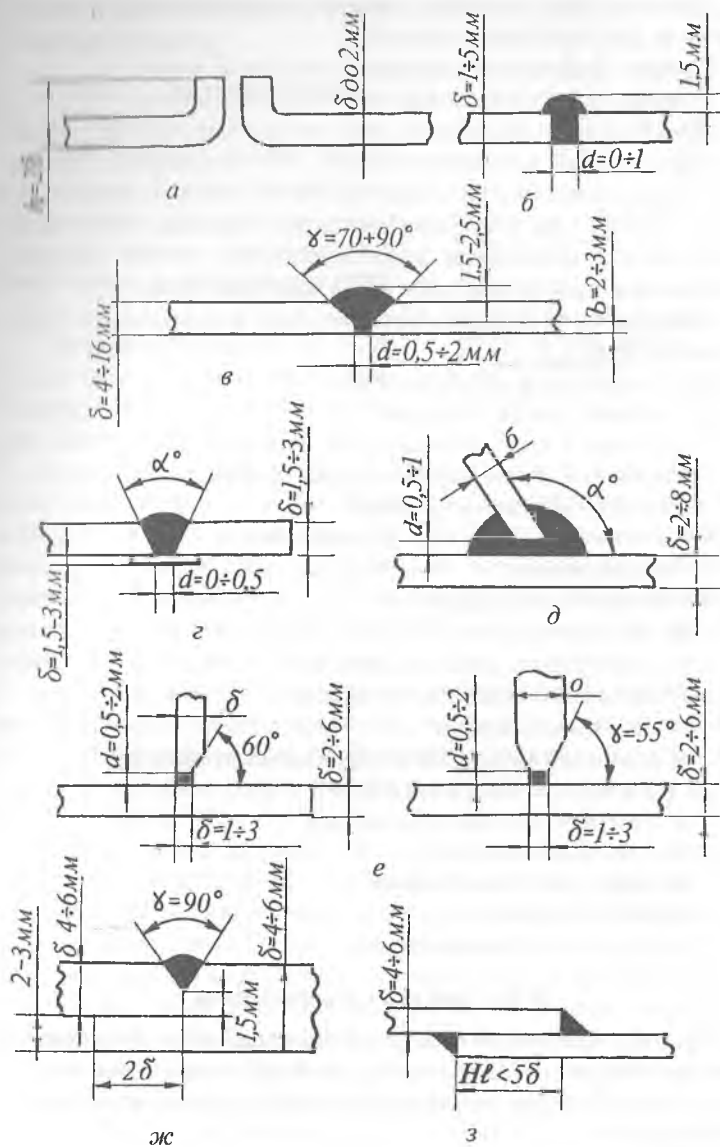


Рис. 4.2. Основные виды сварных швов

4.2. Способы сварки

Современные способы сварки металлов можно разделить на две основные группы:

Сварка плавлением (сварка в жидкой фазе).

Сварка давлением (сварка в твердой фазе).

При сварке плавлением расплавленный металл соединяемых частей самопроизвольно, без приложения внешней силы соединяется в одно целое в результате расплавления в зоне сварки и взаимного растворения материала. При сварке давлением для соединения частей без расплавления необходимо значительное давление.

Каждая из этих двух групп состоит из нескольких способов сварки:

1. Сварка плавлением:

а) дуговая электросварка:

— ручная с плавящимся электродом;

— ручная с неплавящимся электродом;

— в среде защитных газов;

— автоматическая под слоем флюса;

— плазменная;

— атомно-водородная.

б) газовая сварка;

в) электронно-лучевая сварка;

г) фотонная (световая) сварка;

д) лазерная сварка;

е) автоматическая электрошлаковая сварка.

2. Сварка давлением:

а) контактная электросварка;

б) холодная сварка;

в) диффузионная сварка;

г) сварка трением;

д) ультразвуковая сварка.

4.3. Сварка плавлением

Сварка плавлением осуществляется путем расплавления материалов соединяемых деталей (и присадочного материала) с последующей их кристаллизацией вдоль сварного шва.

Прочность материалов шва при сварке плавлением, как правило, несколько ниже прочности основного материала.

Плавление мест соединений деталей производится различными способами.

4.3.1. Дуговая сварка

При дуговой сварке тепловой энергия для плавления мест соединения получается от электродуги между электродом и свариваемым материалом (рис. 4.3).

Ионизированный газ столба дугового разряда имеет температуру 6000—10000°C в осевой части столба.

При сварке длину дуги регулируют от 0,1 до 10 мм, силу тока от 0,5 до 3000 А; тепловая мощность сварочной дуги лежит в пределах $10 - 10^5$ Вт при концентрации от 10^2 до 10^5 Вт/см². Широкий диапазон мощностей позволяет применять сварочную дугу для сварки и резки различных материалов толщиной от 0,05 до 100 мм за один или несколько проходов.

Источниками электроэнергии для возбуждения дуги служат сварочные трансформаторы, генераторы и выпрямители. Электрическая дуга возбуждается при напряжении 55 — 65 В, которое затем падает при установившейся дуге до 18 — 25 В.

Электрическая дуговая сварка может производиться двумя методами, разработанными русскими инженерами:

- а) сварка неплавящимся электродом (Н. Н. Бенардос);
- б) сварка плавящимся электродом (Н. Г. Славянов).

При сварке плавящимся электродом в качестве катода используют электроды из технического графита, вольфрама или угля. Для заполнения сварочной ванны металлом применяется специальный присадочный материал в виде прутка или бухты проволоки (рис. 4.4, а).

Для сварки по методу Н. Г. Славянова применяется плавящийся электрод из различных металлов. В этом случае сварочная ванночка заполняется материалом са-

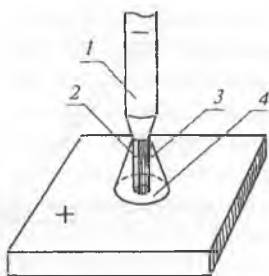


Рис. 4.3. Схема дугового разряда при сварке: 1 — катод; 2 — столб дугового разряда; 3 — пламя сварочной дуги; 4 — анод

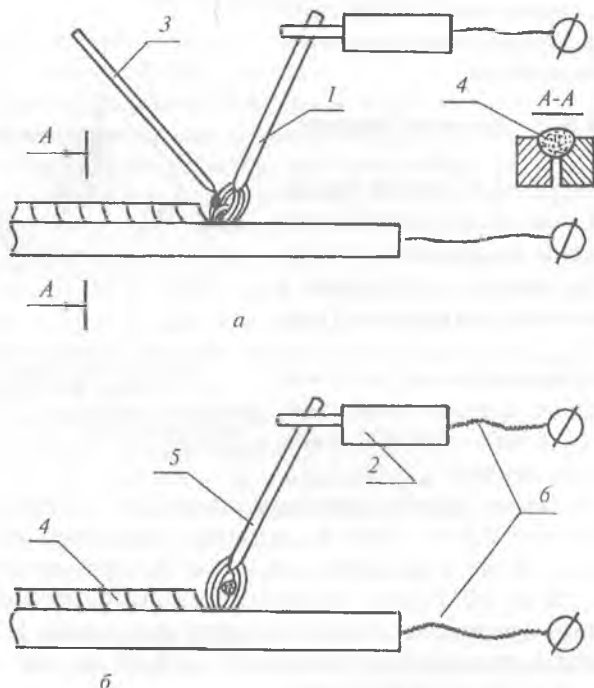


Рис. 4.4. Электрическая дуговая сварка: а — с неплавящимся электродом; б — с плавящимся электродом; 1 — неплавящийся электрод; 2 — электрододержатель; 3 — присадочный материал; 4 — сварной шов; 5 — плавящийся электрод; б — электрокабели

мого электрода, и необходимость в специальном присадочном материале отпадает (рис. 4.4, б).

Сущность образования сварного соединения заключается в том, что под воздействием высокой температуры дуги кромки соединяемых деталей расплавляются, образуя ванночку; при перемещении электрода вдоль сварного шва металл расплавляется, затем кристаллизуется, образуя сварной шов.

4.3.2. Сварка в среде защитных газов

При электродуговой сварке кислород и азот окружающего воздуха, попадая в зону сварки, вступают в

соединение с материалами сварного шва и электрода. Образующиеся при этом окислы и нитриды снижают прочность и пластичность сварного шва. Кроме того, при сварке титана и некоторых высокопрочных сплавов раскаленные части деталей интенсивно впитывают в себя водород окружающего воздуха, в результате чего появляется опасность так называемого водородного разрушения изделия.

Одним из способов предотвращения вредного воздействия воздуха на металл шва и является сварка в среде инертных газов, при которой в зону соединения подаются инертные газы: аргон, гелий, углекислый газ и др. Самым распространенным защитным газом является аргон. Газовая защита способствует также более устойчивому горению дуги, улучшает условия формирования шва, повышает его качество.

Аргонно-дуговая сварка с плавящимся электродом схематически показана на рис. 4.5.

Существуют два вида аргонно-дуговой сварки — ручная и автоматическая. При автоматической сварке подача электродной проволоки и присадочного материала, а также управление дугой осуществляются автоматически.

Ручная аргонно-дуговая сварка с неплавящимся электродом (рис. 4.6) применяется для получения коротких и криволинейных швов, а также при сварке в труднодоступных местах изделий из низколегированных, нержавеющей, жаропрочных сталей и легких сплавов.

При сварке цветных сплавов и высоколегированных сталей к шлангу горелки подается очищенный аргон (99,5% Ar), а при сварке конструкционных сталей — технический аргон (80% Ar). В зону сварки аргон поступает под давлением $(0,5—1,0) \cdot 10^4$ Па.

Сварка в среде нейтральных газов (аргона

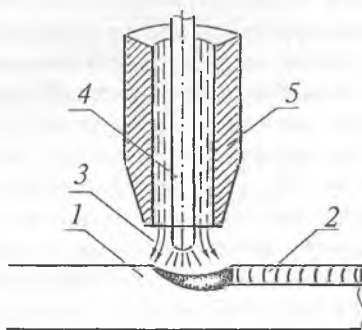


Рис. 4.5. Аргонно-дуговая сварка: 1 — свариваемый узел; 2 — сварной шов; 3 — струя аргона; 4 — плавящийся электрод; 5 — горелка

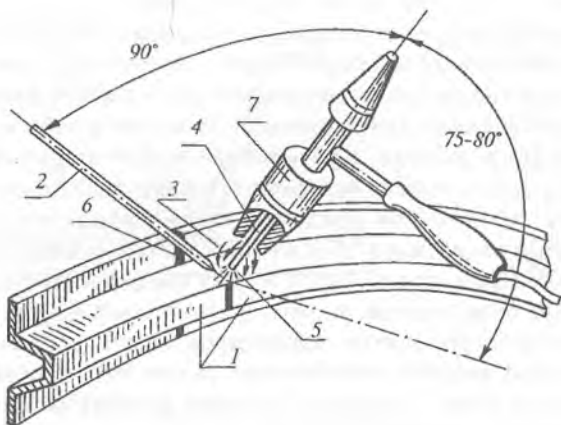


Рис. 4.6. Ручная аргоно-дуговая сварка: 1 — свариваемые детали; 2 — присадочный материал; 3 — струя аргона; 4 — вольфрамовый электрод; 5 — дуга; 6 — сварной шов; 7 — горелка с каналом для аргона

или гелия) применяется для изготовления узлов из нержавеющей и жаропрочных сталей и сплавов толщиной 0,5 мм и более, титана и его сплавов — 3 мм, а также легких сплавов толщиной 4 мм и более.

Сварка в среде углекислого газа в принципе схожа с аргоно-дуговой сваркой. Она применяется для сварки деталей из малоуглеродистых низколегированных или нержавеющей сталей толщиной 0,8 мм и более.

Сварка в среде защитных газов дает швы высокой герметичности и прочности. Кроме того, повышается стойкость металлов к коррозии, а также появляется возможность сваривания металлов различной толщины — от 0,1 мм до 100 мм. Температурные деформации конструкции и влияние нагрева незначительны вследствие большой скорости охлаждения металла струей инертного газа.

Основной недостаток аргоно-дуговой сварки — высокая стоимость аргона и вольфрамовых электродов.

4.3.3. Автоматическая сварка под слоем флюса

Сварка под слоем флюса производится для защиты сварочной ванны и электрода от воздействия воздуха и для улучшения формирования сварного шва. Этот способ

обеспечивает постоянство режима сварки, позволяет увеличить сварочный ток до 1000—2000 А, получать большую глубину проплавления материала и высокое качество сварного шва.

Автоматической дуговой сваркой под слоем флюса соединяются детали толщиной 1,5 мм и более, выполненные из сталей, жаропрочных сплавов, титана и технического алюминия. Схема автоматической сварки под слоем флюса показана на рис. 4.7.

Автомат для сварки под слоем флюса выполняет в автоматическом режиме следующие операции:

- возбуждение электрической дуги в начале сварки и ее поддержание до конца процесса;
- подачу флюса в зону сварки;
- подачу электродного провода;
- выравнивание электродного провода;
- перемещение сварочной головки в направлении сварки;
- отсос неиспользованного флюса;
- прерывание дуги в конце сварки.

При автоматической сварке под слоем флюса сварной шов имеет высокую герметичность и хорошие механические свойства.

Недостатками сварки под слоем флюса по сравнению со сваркой в среде защитных газов являются необходи-

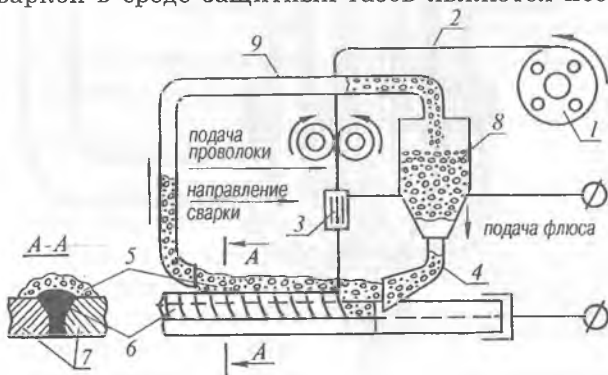


Рис. 4.7. Автоматическая сварка под слоем флюса:

- 1 — катушка с электродной головкой; 2 — электродная проволока; 3 — электрододержатель; 4 — бункер с флюсом; 5 — слой гранулированного флюса; 6 — наплавленный металл; 7 — свариваемые детали; 8 — бункер с флюсом; 9 — шланг для перекачки неиспользованного флюса в бункер

мость проведения трудоемкой операции — очистки швов от остатков флюса, а также большая потеря легирующих элементов из сварного шва.

4.3.4. Плазменная сварка

Плазменная сварка производится при помощи специальной плазменной горелки. Сущность этого способа заключается в том, что дуга горит между вольфрамовым элект-

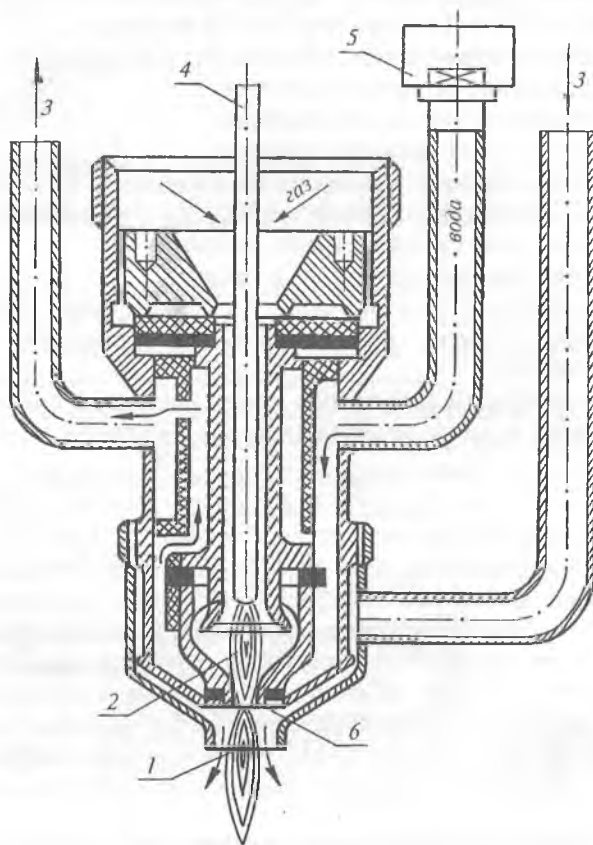


Рис. 4.8. Схема дуговой плазменной сварки:
1 — плазма; 2 — дуга; 3 — охлаждающая вода; 4 — вольфрамовый электрод; 5 — охлаждаемый токовод; 6 — сопло

гродом и изделием и продувается потоком защитного газа (аргон, гелий и др.) (рис. 4.8), в результате чего образуется плазма, используемая для высокотемпературного нагрева металла.

Сжимаемая газы столба дуги при помощи калиброванных каналов сопла, можно довести температуру плазмы до 20 000 — 30 000°С.

Плазменная сварка применяется для соединения тугоплавких металлов различных толщин от десятков микрон (микросварка, сварка игольчатой дугой) до десятков мм.

4.3.5. Атомно-водородная сварка

При атомно-водородной сварке дуга возбуждается между вольфрамовыми электродами (рис. 4.9). Через специальные сопла атомно-водородной горелки дуга обдувается молекулярным водородом (H_2), который при высокой температуре разлагается на атомарный водород (H) с поглощением большого количества тепла. Атомы при соприкосновении с поверхностью свариваемого металла охлаждаются и вновь образуют молекулы с выделением ранее поглощенного тепла, в результате происходит оплавление металла.

Атомно-водородная сварка применяется для сварки деталей толщиной 1—6 мм из низколегированных и легированных сталей.

4.3.6. Газовая сварка

Газовая сварка производится при помощи специальной горелки, к которой подводятся горючий газ (ацетилен, водород, пропан и т.д.) и кислород (рис. 4.10). Наибольшее распространение получила кислородно-ацетиленовая сварка (КАС).

Температура пламени горелки КАС достигает 3000—

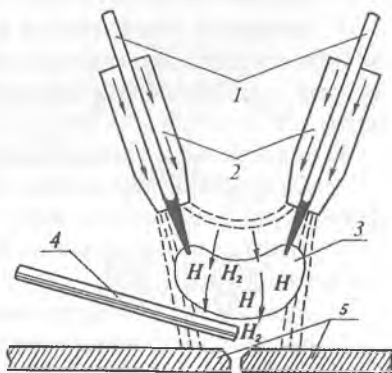


Рис. 4.9 Схема атомно-водородной сварки:

- 1 — вольфрамовые электроды;
- 2 — подаваемый водород;
- 3 — электрическая дуга;
- 4 — присадочный металл;
- 5 — свариваемые детали

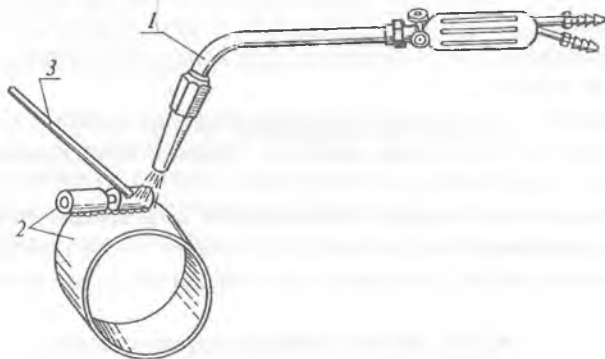


Рис. 4.10. Схема газовой сварки:
1 — газовая горелка; 2 — свариваемые детали;
3 — присадочный металл

3100°С. Этим способом сваривают детали из малоуглеродистых, легированных и низколегированных сталей при толщине материала 0,5—1,5 мм, а также из медных и легких сплавов при толщине 0,5—3 мм. При сварке используется присадочный материал, покрытый флюсом.

Основные преимущества газовой сварки:

- простое и портативное сварочное оборудование;
- плавный и медленный нагрев и охлаждение металла благоприятно влияют на сварку специальных сталей и чугуна, а также обеспечивают сварку деталей малых толщин.

К недостаткам газовой сварки следует отнести:

- большие деформации сварного узла из-за неравномерного нагрева его деталей;
- невозможность сварки материалов больших толщин (не более 10 мм);
- низкую производительность;
- сложность автоматизации сварки;
- необходимость использования флюсов.

4.3.7. Электронно-лучевая сварка

Сварка производится в вакууме сфокусированным потоком электронов. От мощного источника электронов — электронной пушки — на изделие направляется управля-

электронный луч, фокусируемый электромагнитным или электростатическим полем (рис. 4.11). Концентрация энергии в сфокусированном пятне может достигать 10^9 Вт/см².

Основные преимущества электронно-лучевой сварки:

- возможность сваривания любых тугоплавких металлов;
- высокая скорость сварки (в 1,5—2 раза превышает скорость дуговой сварки);
- возможность сварки разнородных материалов друг с другом;
- получение сварного шва с прочностью, равной прочности основного материала.

К недостаткам электронно-лучевой сварки следует отнести большие затраты на создание вакуума и необходимость высокого напряжения для создания достаточно мощного пучка электронов.

4.3.8. Фотонная (световая) сварка

В отличие от электронно-лучевой фотонная сварка не требует создания вакуума, а энергия светового луча не зависит от расстояния от источника световой энергии.

Сущность сварки состоит в расплавлении металла в зоне сварного шва за счет энергии света, сфокусированного при помощи системы зеркал и линз. В качестве источников световой энергии могут служить солнце (гелиосварка) или искусственные источники света. При потребляемой мощности 50 кВт в луче удается сконцентрировать около 15 кВт.

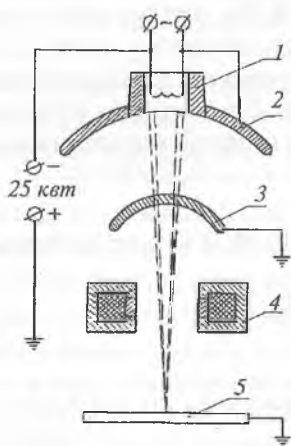


Рис. 4.11. Схема электронно-лучевой сварки:

1 — катод; 2 — фокусирующий электрод; 3 — анод; 4 — магнитная линза; 5 — свариваемые детали

Основные достоинства световой сварки — абсолютная стерильность процесса и возможность сварки тугоплавких металлов.

4.3.9. Лазерная сварка

При лазерной сварке используется излучение квантовых генераторов — лазеров. Существуют два вида лазерной сварки: точечная и шовная.

С помощью лазерной сварки можно получать высококачественные соединения деталей из нержавеющей стали, никеля, молибдена, кварца (например, сплав 29НК с низким температурным коэффициентом линейного расширения) и других материалов. Высокая мощность лазерного излучения позволяет сваривать материалы, обладающие высокой теплопроводностью (медь, серебро), а также материалы, плохо поддающиеся другим видам сварки (вольфрам с алюминием, медь со сталью, бериллиевая бронза с другими сплавами).

Оборудование для лазерной сварки обеспечивает работу в следующих режимах: энергия излучения в импульсе 0,1—30 Дж, длительность импульса 1—10 миллисекунд, диаметр светового пятна 0,05—0,5 мм. Производительность точечной сварки составляет 60 операций в минуту, шовной 1 м/мин при глубине проплавления 0,5 мм. Лазерной сваркой обеспечивается надежное соединение материалов толщиной 0,01—1 мм.

4.3.10. Автоматическая электрошлаковая сварка

При электрошлаковой сварке процесс начинается как и при дуговой сварке плавящимся электродом с зажигания дуги, а продолжается уже без дугового разряда. При этом значительное количество шлака закрывает сварочную ванну, выполняя функции флюса. Источником нагрева металла служит тепло, выделившееся при прохождении электрического тока через шлак.

Для автоматической электрошлаковой сварки свариваемые детали располагают с небольшим зазором между ними, в который вводится флюс, а в процессе сварки и

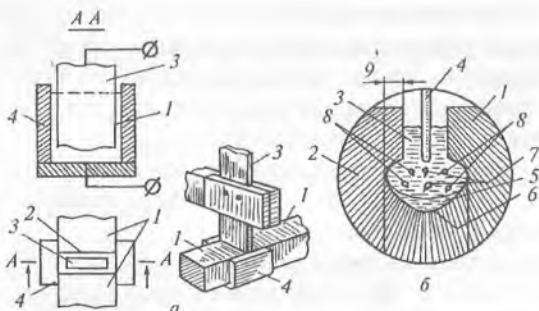


Рис. 4.12. Автоматическая электрошлаковая сварка:
а — схема: 1 — свариваемые детали; 2 — флюс; 3 — плавящийся пластинчатый электрод; 4 — охлаждаемые медные стенки;
б — процесс сварки: 1 и 2 — свариваемые детали; 3 — шлаковая ванна; 4 — электрод; 5 — металлическая ванна; 6 — сварной шов; 7 — капли плавящегося электрода; 8 — капли сплавляемого металла; 9 — величина проплавления кромок деталей

плавящийся электрод (рис. 4.12, *а*). Зона сварки деталей обкладывается медными охлаждаемыми стенками. При пропускании тока флюс плавится, одновременно с этим расплавляется электрод и поверхностные слои кромок свариваемых деталей. Жидкий металл, затвердевая постепенно снизу вверх, образует сварной шов (рис. 4.12, *б*).

Возможна электрошлаковая сварка металлов толщиной до 200 мм одним электродом; до 2000 мм — несколькими одновременно работающими электродами. Применение данной сварки технически целесообразно и экономически выгодно при толщине свариваемого металла свыше 30 мм.

В качестве электродного материала может быть использована электродная проволока, пластины или стержни различного сечения. При автоматической электрошлаковой сварке применяются аппараты для получения прямолинейных и кольцевых швов.

4.4. Оборудование и инструмент для сварки плавлением

К сварочному оборудованию относят: сварочные аппараты и машины с источниками питания и устройствами для выполнения собственно процесса сварки; сборочные приспособления для сборки узлов под сварку; вспомога-

тельное оборудование для перемещения изделия в процессе сварки и перемещения сварочных аппаратов; инструмент сварщика. Кроме того, при сварке используют различные транспортные средства, приборы для контроля качества сварного соединения и т. д.

Сварочные аппараты и машины:

а) для электросварки — сварочные трансформаторы, генераторы и выпрямители;

б) для газоплазменной сварки — газовые генераторы.

Сварочные трансформаторы применяются при сварке переменным током. Они понижают напряжение питающей сети с 220 или 380 В до 55—65 В. Сварочные трансформаторы могут иметь механический или электрический способ регулирования напряжения.

Сварочный генератор — это специальная электрическая машина постоянного тока или тока повышенной частоты. Сварочный генератор приводится во вращение при помощи электродвигателя или двигателя внутреннего сгорания. Генератор постоянного тока вырабатывает сварочный ток напряжением 25—40 В.

Сварочный выпрямитель — преобразователь переменного напряжения питающей сети в постоянное. Выпрямитель состоит из трансформатора, блока полупроводниковых вентилях, системы автоматического управления и т. д. Регулирование выпрямителей осуществляется трансформаторами или управляемыми вентилями.

Газовый генератор — аппарат для получения горючих газов. Чаще всего в газовых генераторах производят ацетилен из карбида кальция путем взаимодействия его с водой.

Кроме этого для сварки плавлением используются различные автоматы и полуавтоматы, а также различные технологические приспособления (зажимы, прихваты, домкраты, фиксаторы и т. д.) и вспомогательное оборудование (кантователи, вращатели, манипуляторы).

К инструментам сварщика относятся: электрододержатели, зачистной инструмент (молотки-шлакоотделители, пневмомолотки, проволочные щетки, шлифовальные машины и др.), инструмент для кантовки горячих деталей, инструмент для наладки сварочного и технологического оборудования, измерительный инструмент и т. д.

4.5. Сварочные материалы для дуговой сварки

К сварочным материалам для дуговой сварки относятся сварочные флюсы, электроды и защитные газы.

Сварочные флюсы — неметаллические материалы, которые выполняют следующие функции:

- защищают дугу и сварочную ванну от воздействия окружающей среды;
- предупреждают разбрызгивание металла;
- осуществляют физико-химическую обработку металла сварочной ванны.

Для дуговой электросварки применяют гранулированные зернистые флюсы. По своему составу они представляют собой сплавы окислов и солей силикатов или смеси измельченных руд, минералов, ферросплавов, металлов и других материалов, объединенных связующим веществом.

Сварочный электрод — изделие из электропроводного материала, служащее для подведения электрического тока к месту сварки. Различают плавящиеся и неплавящиеся электроды.

Плавящиеся электроды изготавливаются в виде проволоки, прутков, пластин и лент сплошного сечения, порошковой проволоки и ленты. Плавящийся электрод покрывается обмазкой, состоящей из смеси веществ, которые усиливают ионизацию атмосферы сварочной дуги, защищают от вредного воздействия окружающей среды и служат для металлургической обработки сварочной ванны.

Неплавящиеся электроды изготавливаются из вольфрама, а также из электротехнического угля и синтетического графита.

Защитные газы бывают активными и инертными. К активным газам относятся углекислый газ и его смеси с кислородом, к инертным — аргон, гелий и их смеси.

4.6. Основные операции технологического процесса сборки-сварки плавлением

К основным операциям при сварке плавлением относятся:

1. Подготовка деталей и их кромок к сварке.
2. Сборка изделия.

3. Предварительная термообработка.
4. Промежуточная термообработка.
5. Прихватка при помощи сварки.
6. Правка после прихватки.
7. Сварка.
8. Промежуточная термообработка.
9. Сварка.
10. Окончательная термообработка.
11. Слесарно-механическая обработка.
12. Окончательная очистка.
13. Нанесение покрытий.
14. Окончательный контроль.

Рассмотрим подробно основные операции технологического процесса сборки-сварки плавлением.

Подготовка кромок деталей к сварке производится на строгальных, фрезерных станках или каким-либо другим способом. Примеры возможных вариантов геометрии подготовленных под сварку кромок показаны на рис. 4.2.

После подготовки кромок, свариваемые поверхности очищают механическим путем и обезжиривают. Детали подвергаются обработке на ширину 50—60 мм по обе стороны. Штампованные и нагартованные детали перед сваркой подвергаются термообработке для снятия внутренних напряжений и повышения пластичности. В качестве термообработки применяется отжиг.

Сборка изделия (установка деталей во взаимно правильное положение и фиксация их в этом положении) производится в основном в сборочных приспособлениях.

Детали, установленные в сборочное положение, предварительно соединяются **прихваткой** в отдельных точках. Прихватку производят в определенной последовательности, позволяющей снизить внутреннее напряжение и коробление конструкции.

Предварительная и промежуточная термообработка производится с целью снятия внутренних напряжений, вызывающих деформации, которые могут привести к возникновению трещин, особенно при правке конструкции.

Правка производится после отдельных этапов сварки или после окончания сварочных работ. Необходимость в правке появляется из-за усадки деталей после наложения сварных швов и последующего коробления сварной конструкции.

Правку можно производить как вне приспособлений, так и в приспособлениях в холодном или горячем состоянии. Правку производят механическим путем (с использованием молотков, прессов, отбойных молотков и т. д.) или наложением фиктивных швов.

Сварка завершает основной процесс сборки-сварки узла. Технологический процесс выполнения сварочной операции зависит от применяемого вида сварки.

Перед выполнением дуговой электросварки электроды (электродная проволока) и присадочный материал очищают от ржавчины, масла и других загрязнений. Флюс перед сваркой просушивается при температуре 300—400°C в течение 2—3 часов.

Изделия из стали 30ХГСНА перед сваркой предварительно нагреваются до температуры 250—300°C.

Сварочный ток при сварке под слоем флюса устанавливается в пределах 260—400 А, напряжение сварочной дуги — 24—34 В, скорость сварки — 15—25 м/час. После сварки узлы из стали 30ХГСНА выдерживают не менее 15 минут при температуре $650 \pm 10^\circ\text{C}$, с последующим охлаждением на воздухе.

Для аргонно-дуговой сварки вольфрамовым электродом рекомендуются следующие электрические режимы сварки в зависимости от толщины свариваемых материалов (табл. 4.1).

Таблица 4.1

Толщина материала, мм	Электрический режим		
	Род тока	Сила тока, А	Напряжение дуги, В
1,0	Постоянный	40	15—17
1,2	или	50	13—15
1,5	переменный	60	11—13

Ось вольфрамового электрода должна располагаться под углом $75-80^\circ$ к поверхности, а присадочный пруток — под углом 90° к оси вольфрамового электрода. Длина дуги должна поддерживаться в пределах $1,5-2$ мм.

Окончательная термообработка производится после завершения всех сварочных операций. В качестве термообработки чаще всего применяется закалка, в результате которой узел приобретает требуемые механические свойства.

Слесарно-механическая обработка производится после сварки для тех мест конструкции, которые требуют высокой точности размеров. К слесарно-механической обработке относится разделка отверстий, шлифование поверхностей, совместное развертывание, растачивание и т. д.

4.7. Контроль качества сварных соединений

К основным дефектам сварки при некачественной сварке плавлением относятся: неравномерность шва; незаплавленные кратеры, подрезы, трещины, непровар (рис. 4.13), пористость шва; шлаковые включения и окислы, пережоги, наплывы и т. д.

Для контроля качества сварки швов очищают и проверяют на герметичность при помощи керосина и меловой

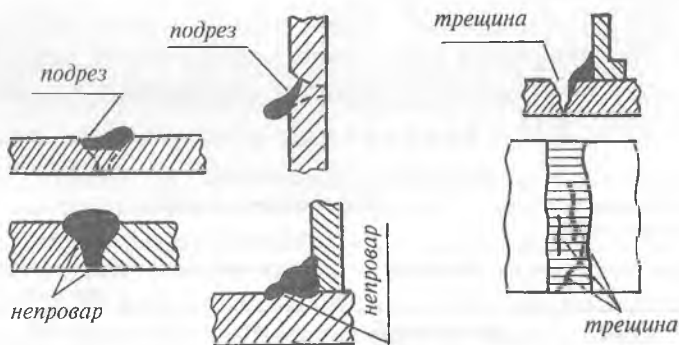


Рис. 4.13. Дефекты сварки (затушеваны)

объемах. Различные емкости испытывают гидравлическим способом под давлением.

Качество сварных швов ответственных самолетных конструкций проверяется одним из следующих способов:

1. **Магнитный метод** (рис. 4.14, а). Участок сварного шва намагничивается электромагнитом 3. Дефекты фиксируются на ферромагнитную пленку 5, а затем воспроизводятся на специальном экране.

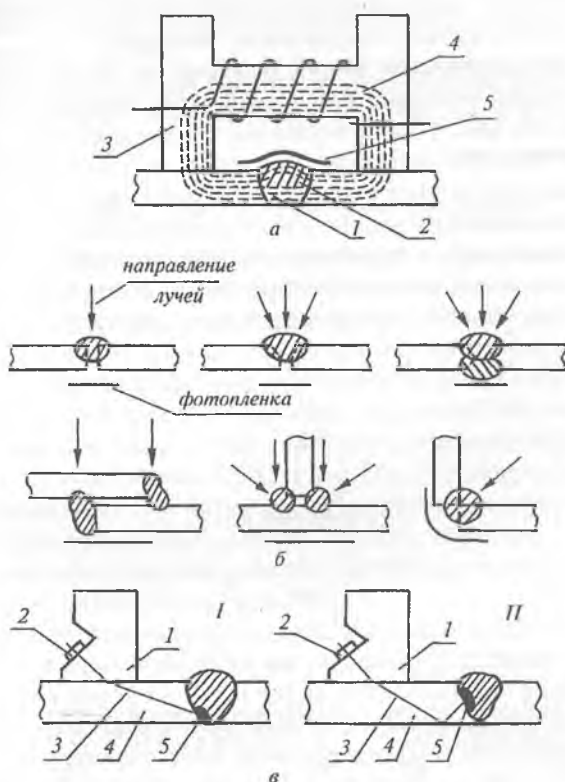


Рис. 4.14. Контроль качества сварных швов:

- а — магнитографический метод: 1 — сварной шов; 2 — дефект; 3 — электромагнит; 4 — магнитный поток; 5 — магнитная лента; б — схема просвечивания рентгеновскими лучами; в — контроль ультразвуком: I — прямым лучом; II — обратным лучом: 1 — пента-призма; 2 — пьезоэлемент; 3 — направление распространения пучка ультразвуковых колебаний; 4 — сварная конструкция; 5 — дефект сварки

Основным недостатком магнитографического метода является невысокая чувствительность (10 % от толщины соединения), а также невозможность контроля неферромагнитных материалов.

2. **Физический метод просвечивания рентгеном и гамма-лучами** (рис. 4.14, б). Это наиболее распространенный в самолетостроении метод контроля качества швов, выполненных дуговой сваркой. С его помощью выявляются небольшие трещины, непровары, мелкая пористость, подрезы кромок и неметаллические включения. Фотопленка является наглядным документом контроля.

3. **Ультразвуковой метод** основан на использовании свойств ультразвуковых колебаний, излучаемых пьезоэлементами. На рис. 4.14, в показана принципиальная схема контроля шва эхо-методом, при котором ультразвук, отражаясь от дефектных участков сварного шва, дает условные изображения на экране дефектоскопа. Недостатки метода — сложность определения характера дефекта и необходимость в тщательной обработке контролируемой поверхности для получения надежного акустического контакта.

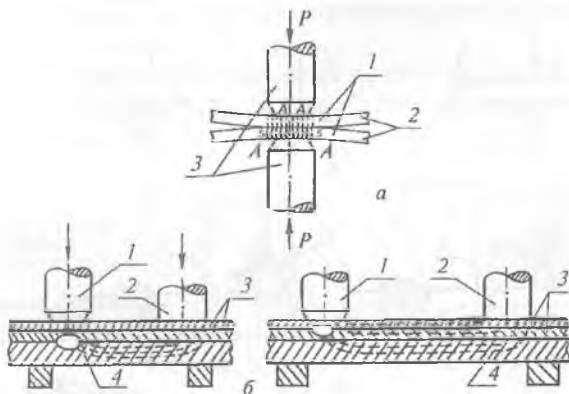


Рис. 4.15. Схема точечной сварки: а — двухсторонняя: 1 — линия тока; 2 — свариваемые детали; 3 — медные стержни-электроды; А-А — площадки контакта электрод-деталь; Б-Б — площадки контакта деталь-деталь; б — односторонняя: 1 — сварочный электрод; 2 — токопроводящий электрод; 3 — свариваемые детали; 4 — вспомогательная токопроводящая подкладка

При контроле размеров шва пользуются шаблонами или универсальными мерительными инструментами (линейкой, штангенциркулем и т.д.).

4.8. Сварка давлением

Способы сварки давлением (сварка в твердой фазе) дают сварное соединение, прочность которого в отдельных случаях превышает прочность основного материала. Кроме того, в большинстве случаев химический состав материалов в сварном шве и прилегающих к нему зонах остается неизменным.

Для осуществления сварки давлением используется механическая или электрическая энергия, либо и то и другое одновременно.

4.8.1. Контактная электросварка

При этом методе электрический ток пропускается через место сварки, и соединяемые детали сдавливаются. Высокая температура в месте контакта деталей возникает вследствие более высокого электрического сопротивления в зоне контакта соединяемых деталей по сравнению с электросопротивлением токопроводящих элементов сварочного аппарата. В контактной зоне материал деталей превращается в пластическое состояние. При последующем сжатии контактных зон происходит молекулярное сцепление между поверхностями деталей в местах сжатия.

По виду сварного соединения различают точечную и шовную контактную сварку.

При точечной сварке детали сжимаются цилиндрическими медными электродами, а затем подается импульс тока длительностью от 0,01 до 0,2 секунды. Ток может подводиться либо с двух противоположных сторон сварного соединения либо с одной стороны (рис. 4.15).

Точечная сварка позволяет осуществлять до 600 соединений в минуту и применяется как для соединения тончайших деталей толщиной до 0,02 мм, так и листов толщиной до 20 мм.

При шовой сварке (рис. 4.16) образуется непрерывный плотный шов, в котором сварные точки частично

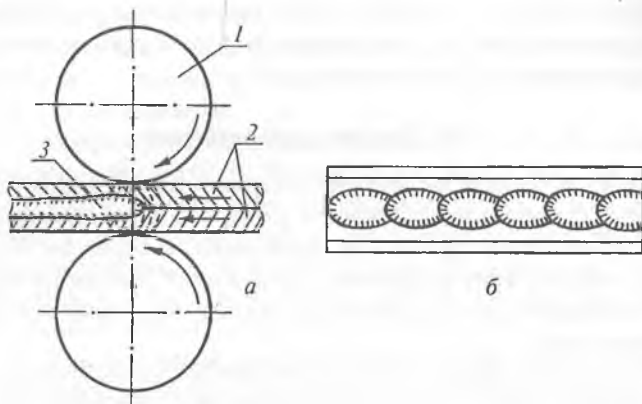


Рис. 4.16. Схема роликовой сварки: а — схема образования соединения: 1 — вращающиеся медные электроды; 2 — свариваемые детали; 3 — сварной шов; б — макроскопическое строение роликового шва

перекрывают одна другую (рис. 4.16, б); электродами служат ролики, вращаемые электроприводом, осуществляющие не только сжатие деталей, но подвод тока и перемещение изделия.

Контактная электросварка осуществляется на контактных сварочных машинах. Сварочный трансформатор машины понижает напряжение сети от 1 до 15 В. Для сжатия деталей и подвода тока силой 1000—20000 А служат электроды из медных сплавов. Мощность машин 0,5—500 кВА. Усилие сжатия от 1 до 100 000 Н создается пневмоприводом или рычажно-пружинным механизмом. Импульсы тока подаются от контакторов с электронным управлением. Существуют стационарные, передвижные и подвесные контактные машины, универсальные и специализированные.

На рис. 4.17 приведены принципиальные схемы точечной и роликовой сварочных машин.

Точечная и роликовая сварки в конструкции самолета обычно применяются для соединения деталей толщиной 0,1—6 мм внахлестку, с накладками или стрингерного вида. Контактной электросваркой свариваются детали, выполненные из алюминиевых сплавов и различных сталей.

4.8.2. Холодная сварка

Холодная сварка осуществляется без нагрева мест соединения деталей. Перед сваркой соединяемые поверхности тщательно обрабатывают, а затем прикладывают давление, создающее значительную пластическую деформацию до возникновения состояния текучести, что приводит к молекулярному сцеплению деталей в местах соединения.

Этот способ сварки достаточно универсален, пригоден для соединения многих металлических изделий (стержни, провода, полосы, тонкостенные трубы и оболочки) и неметаллических материалов, обладающих достаточной пластичностью. Имеются определенные перспективы применения холодной сварки в космосе.

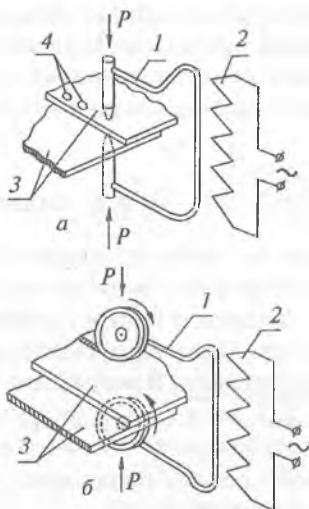


Рис. 4.17. Принципиальные схемы сварочных машин:
a — точечная сварочная машина;
б — роликовая сварочная машина;
1 — токопровод; *2* — сварочный трансформатор;
3 — свариваемые детали;
4 — сварочные точки;
P — давление электродов

4.8.3. Диффузионная сварка

Диффузионная сварка по своей технологии напоминает холодную сварку: соединение происходит за счет сдавливания и нагрева соединяемых деталей. В месте сварки деталей происходит взаимная диффузия металлов. В отличие от холодной сварки диффузионная сварка производится в вакууме (разрежение до 10^{-5} мм рт.ст.) и небольшим подогревом (до температуры $600-800^{\circ}\text{C}$). При нагреве в вакуумной камере происходит интенсивная очистка поверхностей от органических загрязнений и окислов.

Сварные швы, выполненные этим способом, отличаются высоким качеством. К недостаткам диффузионной сварки следует отнести высокую стоимость сварочного оборудования и сравнительно низкую производительность процесса.

4.8.4. Сварка трением

Сущность сварки трением заключается в том, что свариваемые детали зажимаются в патроны (напоминающие патрон токарного станка) и сдвигаются до соприкосновения торцов. Одна из деталей приводится во вращение от электродвигателя. В результате трения поверхностные слои в торцевых зонах разогреваются и оплавляются. Затем вращение прекращается и производится осадка деталей.

Сварка трением отличается высокой производительностью и экономичностью.

4.8.5. Ультразвуковая сварка

Ультразвуковая сварка основана на использовании энергии механических колебаний частотой 20 кГц, способных разрушать окисные пленки и развивать высокие температуры в зоне контакта соединяемых деталей. Кроме колебательного движения необходимо также прикладывать статические усилия для сжатия деталей. В результате комплексного воздействия касательных высокочастотных колебаний, сил трения, тепла и сжимающих статических усилий образуются межмолекулярные силы сцепления по контактными поверхностям деталей.

Колебания создаются магнитострикционным преобразователем, превращающим электромагнитные колебания в механические. На сердечник преобразователя намотана обмотка. При прохождении по обмотке токов высокой частоты в сердечнике возникают продольные механические колебания. Металлический наконечник, соединенный с сердечником, служит сварочным инструментом. Колебания в зону сварки могут передаваться по схеме с поперечным волноводом (рис. 4.18, а) и по схеме с боковым сваривающим выступом (рис. 4.18, б).

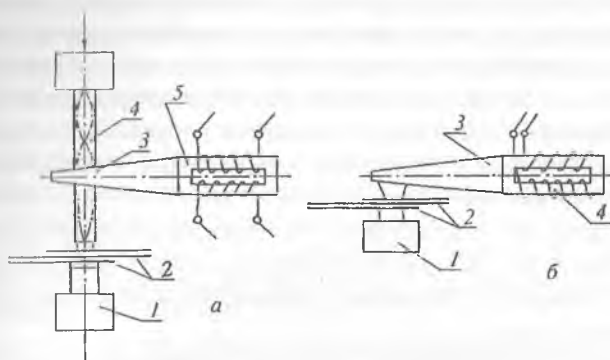


Рис. 4.18. Схемы ультразвуковой сварки: *а* — с поперечным волноводом: 1 — отражатель; 2 — свариваемые листы; 3 — акустический концентратор; 4 — поперечный волновод; 5 — магнитострикционный преобразователь; *б* — с боковым выступом: 1 — отражатель; 2 — свариваемые листы; 3 — акустический концентратор; 4 — магнитострикционный преобразователь

При ультразвуковой сварке незначительные массы металла разогреваются до температур плавления или близких к ним, поэтому физико-химические свойства металлов в зоне сварки изменяются незначительно. Этот способ сварки применяется в основном для соединения металлических деталей малых толщин (от нескольких микрон до 1,5 мм) и некоторых пластмасс.

В 70-х годах ультразвуковая сварка и резка стали применяться в медицине для сварки и наплавки костей, для разрезания костей и мягких тканей.

4.9. Сварка в космосе

Сложность сварки в космосе связана с особенностями условий в космическом пространстве: глубокий вакуум до 10^{-12} мм.рт.ст., большая скорость диффузии газов, невесомость, широкий интервал температур — от -150 до $+130^{\circ}\text{C}$.

Наличие вакуума и высоких температур может привести к самопроизвольной диффузионной сварке плотно сжатых деталей. Выполнение дуговой и плазменной сварки технически затруднено из-за невесомости, при которой из-

меняются условия разделения жидкой, твердой и газообразной фаз, в результате чего появляется пористость в швах, увеличивается число неметаллических включений и т. д. Большой перепад температур в космическом пространстве в ряде случаев может привести к появлению трещин.

В космических условиях сварка может применяться при сборке и монтаже крупных космических кораблей и орбитальных станций, ремонте оборудования и устройстве космических аппаратов. В этих условиях можно сваривать алюминий, титановые сплавы, нержавеющие и жаропрочные стали.

Для условий космоса наиболее приемлемы следующие виды сварки: диффузионная, холодная, контактная, электронно-лучевая, фотонная и гелиосварка.

4.10. Сварка титановых сплавов

В самолетостроении создание конструкций с высокой удельной прочностью ($\sigma_{\text{в}}/\rho$) — это важнейшая задача, которая в последние годы успешно решается за счет применения в конструкции самолетов высокопрочных титановых сплавов ВТ-14, ВТ-22 и др. Крупногабаритные силовые узлы из этих сплавов обычно изготавливаются в сварном варианте.

В зависимости от типа сварных узлов и марки титанового сплава применяется один из следующих видов сварки: многопроходная сварка неплавящимся электродом (для узлов небольших габаритов и для кольцевых швов большой глубины); электрошлаковая сварка (для крупногабаритных узлов большого сечения типа балок, шпангоутов); сварка плавящимся электродом (для прямолинейных швов большой длины).

Электродуговая сварка титана производится постоянным током. Напряжение и сила тока сварочной дуги выбирается в зависимости от толщины сварного шва. Например, для сварки узла толщиной 15 мм плавящимся электродом сила тока должна составлять 600—750 А, напряжение 30—35 В, диаметр присадочной проволоки — 2,5—3 мм, а для сварки неплавящимся электродом соот-

ответственно сила тока 180—320 А, напряжение 12 В, диаметр присадочной проволоки 5 мм. При сварке неплавящимся электродом количество проходов значительно больше, чем при сварке плавящимся электродом.

Электрошлаковая сварка производится на переменном токе. Режим сварки зависит от толщины свариваемого материала и количества электродов. Например, для сварки узла толщиной 60 мм при помощи двух электродов диаметром 5 мм необходим ток силой 1800—2400 А при напряжении 25—25 В и скорости подачи 70—90 м/час.

При сварке титановых сплавов особое внимание уделяется защите зоны, нагреваемой до высокой температуры, от взаимодействия с окружающей средой. Неудовлетворительное качество защиты приводит к образованию в сварном шве несплавлений и окисных включений, значительно снижающих прочность шва. Кроме того, сплавы титана весьма склонны к водородному разрушению, т.к. нагретый титан интенсивно впитывает водород. Причем "инкубационный период" водородного разрушения титановых деталей неограничен, т.е. насыщенный водородом узел может самопроизвольно (без воздействия каких-либо нагрузок) разрушаться, как непосредственно после изготовления, так и по прошествии значительного времени. Поэтому сварку необходимо проводить в специальных камерах с общей изоляцией титанового узла от окружающей атмосферы. Для этого применяются камеры с предварительным вакуумированием и последующим заполнением нейтральным газом. Однако при сварке крупногабаритных узлов могут применяться камеры с местной защитой, т.е. изоляцией от окружающей среды только свариваемых стыков.

При изготовлении крупногабаритных сварных узлов необходим промежуточный отжиг при температуре 550—600°C.

4.11. Сварка алюминиевых сплавов

Большинство алюминиевых сплавов, применяемых в авиастроении, поддается сварке. Особенно часто изготавливаются сваркой узлы из сплавов, но с добавками марганца (АМц) и магния (АМг).

Основной особенностью алюминиевых сплавов является наличие на их поверхности прочной и плотной окисной пленки, имеющей достаточно высокую температуру плавления (2073°C). Если эту пленку не удалить, то сварки не произойдет. Поэтому перед сваркой контактные поверхности и сварочную проволоку очищают механическим и химическим способами.

Для алюминиевых сплавов применяют различные виды сварки: газовую, электродуговую, аргоно-дуговую, точечную и сварку по слою флюса.

Флюсы для сварки алюминиевых сплавов в расплавленном состоянии имеют высокую электропроводность и при сварке закрытой дугой шунтируют электрический ток, в результате нарушается процесс горения дуги. Именно поэтому сварку алюминиевых сплавов ведут не под слоем флюса, а по флюсу полузакрытой дугой.

Сварку алюминия и его сплавов производят на постоянном токе обратной полярности. Односторонние швы и первые швы при двусторонней сварке выполняют на съемной стальной подкладке.

Режим сварки зависит от марки сплава и толщины узла. Например, для сварки деталей толщиной 10 мм применяется сварочный ток в 220—250 А при напряжении 32—34 В.

ГЛАВА 5

ПАЯНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

Паяные соединения осуществляются посредством пайки. Пайка — это процесс выполнения неразъемного соединения, при котором детали соединяются друг с другом в результате взаимного растворения и диффузии основного материала и расплавленного припоя, заполняющего зазор между соединенными частями изделия.

Пайка выполняется с применением флюсов, предохраняющих припой и основной металл от окисления, улучшающих смачиваемость соединяемых поверхностей и растекаемость припоя. Флюсы бывают в виде порошка, жидкости, пасты или газообразные.

При помощи пайки соединяются детали, выполненные из углеродистых, нержавеющей и легированных сталей, цветных металлов и их сплавов и других различных материалов.

5.1. Припой и область их применения

В зависимости от температуры плавления и прочностных характеристик припой делятся на 3 вида:

Мягкие с температурой плавления до 400°C и прочностью на разрыв 50—70 МПа.

Твердые легкоплавкие с температурой плавления 400—900°C и прочностью 500 МПа.

Твердые тугоплавкие с температурой плавления выше 900°C и прочностью 500 МПа.

В табл. 5.1 приведены марки наиболее часто применяемых припоев, даны их характеристики и указана область их применения.

Таблица 5.1

Марка припоя	Наименование припоя	Температура плавления °С	Предел прочности, МПа	Область применения
1	2	3	4	5
ПОС-0	Оловяно-свинцовый	290	32	Пайка электро- и радиоаппаратуры
ПОСС 4-в	Оловяно-свинцовый	290	59	Лужение стали, пайка деталей, не подвергающихся ударам
ПСр12К	Серебряно-кадмиевый	400	175	Пайка алюминиевых проводов и трубопроводов
ПМЦ-54	Медно-цинковый	885	260	Пайка меди, бронзы, стали
ПСр25	Серебряный	775	—	Пайка радиаторов, трубопроводов, патрубков

ПЖ-45-67	Медно-никелевый	1200	—	Пайка деталей и узлов из нержавеющей стали, жаропрочных и никелевых сплавов
ПСр85-15	Серебряный	870	480	

5.2. Технологический процесс выполнения пайки

В зависимости от конструктивно-технологических особенностей изделия технологические процессы пайки можно разделить на 3 группы:

1. Пайка трубопроводов.
2. Пайка электропроводов.
3. Пайка узлов и панелей планера самолета с различными заполнителями.

Типовой технологический процесс пайки включает в себе следующие основные операции:

- подготовка деталей к пайке;
- сборка;
- нагрев с целью пайки;
- контроль качества соединений.

При подготовке деталей к пайке необходимо их поверхности очистить от загрязнений (наждачной шкуркой) и обезжирить путем химического травления в различных растворах. Иногда необходимо облуживать места сварки.

Сборка соединяемых деталей производится на верстаке или в сборочных приспособлениях.

При использовании твердых припоев нагрев мест пайки осуществляется газовыми горелками, электрической дугой, токами высокой частоты, в муфельных, туннельных и других печах. Пайку мягкими припоями производят паяльниками, газовыми горелками, кварцевыми лампами, погружением в ванны с расплавленным припоем и др.

Контроль качества процессов пайки производится пооперационно и на готовом изделии. При пооперационном контроле проверяются: состояние и марка исходного материала; виды припоев, флюсов и качество аргона; каче-

отно подготовки поверхностей; размеры и форма деталей; режимы термической обработки.

В готовых изделиях проверяют размеры паяных швов, а с помощью рентгеноскопии их проверяют на отсутствие внутренних дефектов.

В ряде случаев при выбранных режимах пайки также изготавливают образцы-свидетели и по результатам механических испытаний оценивают прочностные характеристики паяных изделий.

5.3. Пайка панелей с сотовым наполнителем

Паяная конструкция с сотовым наполнителем представляет собой два тонких металлических листа обшивки, между которыми устанавливается специальный блок сотовой конструкции (рис. 5.1).

В качестве материала для обшивки и сотового наполнителя широко применяют нержавеющие стали и титановые сплавы. Для обшивки используют листы толщиной 0,15—0,5 мм, а для наполнителя — 0,05—0,1 мм.

Для пайки панели с сотовым наполнителем ее сжимают и помещают в герметический контейнер, который устанавливается в нагревательную печь. Пайка производится без флюса в защитной атмосфере с применением тугоплавких припоев (ПСр85-15; ПСр25; ПЖ-45-67).

Технологический процесс сборки панелей с сотовым наполнителем включает в себя следующие основные операции:

- изготовление обшивок и наполнителя;

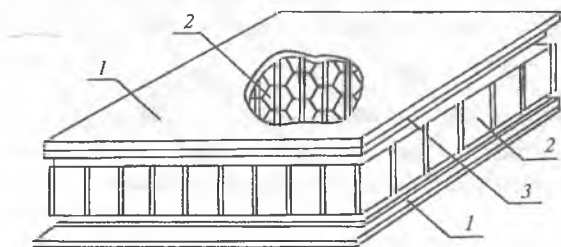


Рис. 5.1. Конструкция паяной сотовой панели:
1 — обшивка; 2 — сотовый наполнитель; 3 — припой

- подготовку к пайке поверхностей обшивок и заполнителя;
- сборку панели;
- термическую обработку панели;
- контроль качества паяного соединения.

Наиболее сложной и трудоемкой операцией в этом процессе является изготовление сотового блока и его обработка по требуемой форме обводов (рис. 5.2).

Подготовка поверхностей листов и сотового блока под пайку включает в себя: обезжиривание парами трихлорэтилена; выдерживание в щелочной ванне; промывку струей воды; травление в кислотах; промывку струей 2%-го раствора фтористо-водородной кислоты; промывку дистиллированной водой; сушку.

Сборка-пайка и термическая обработка панелей производятся в специальных сборочных приспособлениях. Нагрев конструкции для пайки производится одним из существующих способов:

- в электрических или газовых печах;
- электрическими нагревателями-плитами;
- кварцевыми лампами.

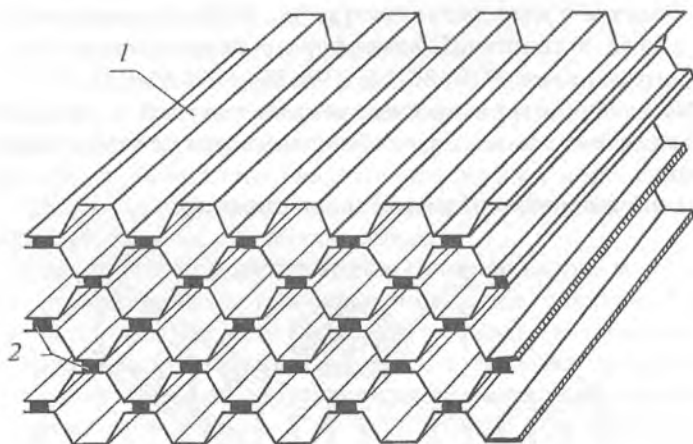


Рис. 5.2. Сотовый блок: 1 — фольга; 2 — припой

ГЛАВА 6

КЛЕЕВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

6.1. Особенности клеевых соединений

Клеевые соединения в самолетостроении в настоящее время получили очень широкое применение. Склеивание — это вид соединения, который применяется при сборке панелей, балок, перегородок, полов, слоистых панелей, контейнеров, конструкций с сотовым или другими видами заполнителей, элементов крыла и оперения, лопастей несущих винтов вертолетов, при клеесварке панелей и т.д.

Такое широкое применение клеевого соединения обусловлено рядом преимуществ:

- равномерное распределение напряжений при нагружении;
- гладкость поверхностей;
- герметичность швов;
- малый вес (легче клепаных и сварных конструкций на 25—30%);
- относительно низкая трудоемкость выполнения соединений;
- коррозионная стойкость;
- возможность соединения разнородных материалов.

Вместе с тем клеевые соединения имеют и ряд недостатков:

- невысокая теплостойкость;
- относительно низкая прочность;
- "старение" клеевой пленки;
- длительность цикла выполнения соединения;
- токсичность большинства клеев;
- отсутствие объективных методов контроля качества клеевых швов.

В элементах клеевых конструкций должно быть, по возможности, меньше отверстий и других концентраторов напряжений.

К клеям (адгезивам) предъявляются следующие основные требования:

- не должны вызывать коррозию металлов или оказывать какое-либо агрессивное действие на склеиваемые неметаллические материалы;

— должны обеспечивать достаточное удлинение клеевого соединения;

— должны обладать хорошей текучестью;

— токсичность клеев должна быть сведена к минимуму.

Процесс склеивания материалов основан на явлении адгезии — сцеплении в результате физических и химических сил взаимодействия клея (адгезива) с различными материалами при определенных условиях.

6.2. Классификация клеев

Клеи по способности выдерживать определенные тепловые нагрузки делятся на четыре группы:

а) 60—80°C — при длительном воздействии температуры (БФ-2, ПУ-2, ВК-5 и др.);

б) 100—150°C — при длительном воздействии температуры (эпоксидные смолы, ВК-1, ВК-9);

в) 200—350°C — при длительном воздействии температуры (ВК-4, ВК-32-200; ВК-10Т и др.);

г) до 700—800°C — при кратковременном воздействии температуры (ВК-2, ВК-8, ВК-10).

В зависимости от температуры склеивания все клеи могут быть разделены на две группы:

— склеивающие без подогрева (ПУ-2, ВК-5, ВИАМ-БЗ и др.);

— склеивающие с подогревом (БФ-2, ВК32-200, ВС-10Т, ВК32-ЭМ, эпоксидный и др.).

При подогреве клеев до 60—150°C, предназначенных для склеивания без подогрева, процесс отверждения клеевых слоев значительно ускоряется, а для склеивания клеями, требующими подогрева, необходима температура до 150—200°C. При более низких температурах эти клеи не приходят в твердое состояние.

По физическому состоянию клеи могут быть жидкими, пастообразными, в виде порошков, прутков, пленки, вязкой жидкости.

В зависимости от марки, клеями можно склеивать различные материалы:

— алюминиевые сплавы (Д-16, Д-20, В-95, алюминиевую фольгу АД-1Н и др.);

- магниевые сплавы;
- конструкционные стали (30ХГСА и 30ХГСНА);
- нержавеющие стали (Я1Т и ЭН100);
- титановые сплавы;
- неметаллы (стеклотекстолит, дельта-древесина, пенопласт и др.)

Прочность клеевых соединений может составлять:

- на сдвиг — 6,0—20,0 МПа;
- на отрыв — 14,5—60,0 МПа.

6.3. Типы клеевых соединений

Выбирая тип клеевого соединения для определенной конструкции, необходимо учитывать, что наибольшей прочностью обладают клеевые соединения, работающие на отрыв или сдвиг, т. к. появление даже небольших изгибающих нагрузок резко снижает прочность клеевого соединения.

На рис. 6.1 приведены примеры типовых клеевых соединений листового и профилированного материалов.

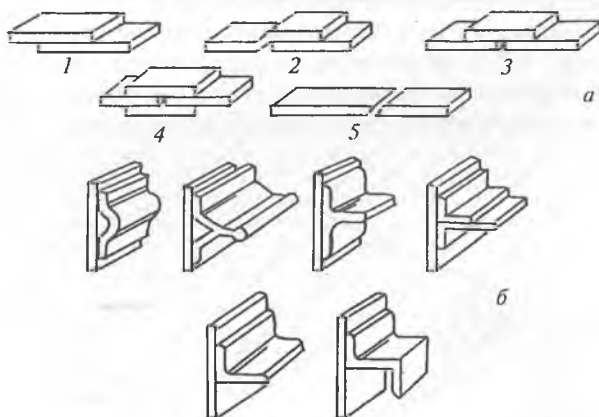


Рис. 6.1. Типы клеевых соединений: *а* — листы обшивки; 1 — одинарная нахлестка; 2 — нахлестка с подсечкой; 3 — встык с односторонней накладкой; 4 — встык с двухсторонней накладкой; 5 — на "ус"; *б* — обшивка со стрингерами различного профиля

В самолетостроении в последнее время все шире стали применять слоистые клеевые конструкции, представляющие собой две обшивки с установленным между ними легким наполнителем. Эти конструкции обладают высокой жесткостью и устойчивостью при продольном изгибе, хорошим сопротивлением поперечному изгибу при относительно малом весе. Трехслойные клееные конструкции могут быть заполнены пенопластом, сотовым наполнителем или гофром. Материалом для гофра и сотового наполнителя служат различные металлы, пластмассы, текстиль, бумага, стеклотекстолит и т. д.

В настоящее время наибольшее распространение получили алюминиевые клееные сотовые конструкции, которые применяются при изготовлении многих узлов, панелей и агрегатов самолетов, вертолетов и космических аппаратов.

Клееные сотовые конструкции из алюминиевых сплавов по сравнению с клепаной конструкцией обладают рядом преимуществ:

- меньшая масса конструкции (на 5—20%);
- больший ресурс (на 30—50%);
- лучшие аэродинамические обводы;
- лучшие теплозвукоизоляционные свойства.

На рис. 6.2 в качестве примера показана конструкция одного из отсеков тормозного щитка с сотовым наполнителем от скоростного транспортного самолета.

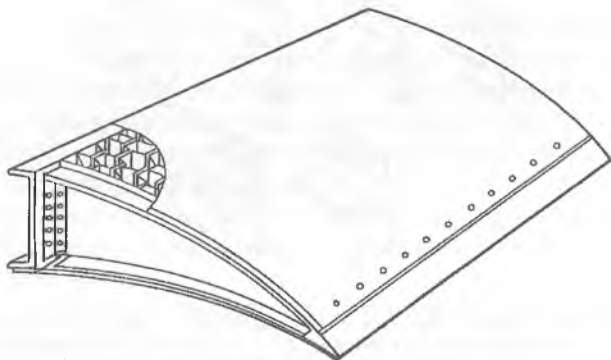


Рис. 6.2. Типовая конструкция с клееным сотовым наполнителем

6.4. Технологический процесс изготовления алюминиевой клееной сотовой конструкции

Процесс изготовления алюминиевой клееной сотовой конструкции состоит из нескольких этапов:

- изготовление сотового пакета (рис. 6.3, а);
- раскрой и растяжение сотопакета, т.е. получение сотоблока (рис. 6.3, б);
- сборка изделий в склеечном приспособлении;
- термостатирование изделия, зафиксированного в склеечном приспособлении для отверждения клея.

Металлические соты изготавливаются из фольги алюминиевых сплавов А5Т, АМг2-Н и др. толщиной 0,03—0,15 мм и со стороны ячейки шестигранника от 2,5 до 6 мм.

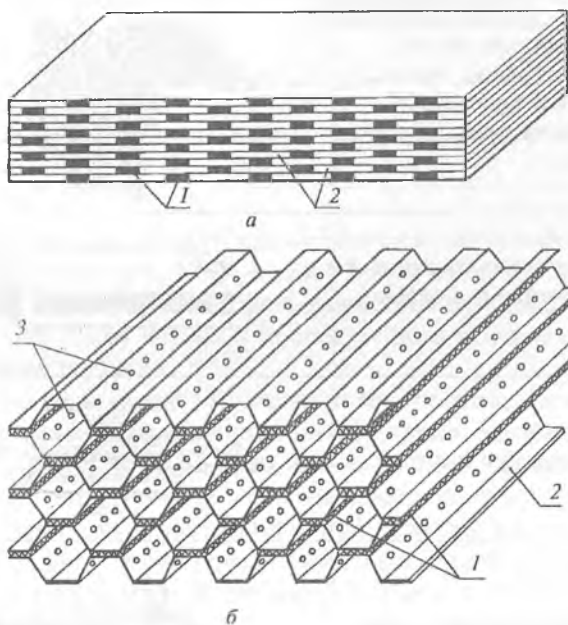


Рис. 6.3. Сотопакет (а) и сотоблок (б), полученный после растяжения сотопакета: 1 — клееные полосы; 2 — алюминиевая фольга; 3 — дренажные отверстия

В качестве обшивок для конструкции с сотовым наполнителем применяются алюминиевые сплавы Д16Т, Д19Т и др. толщиной 0,3—1 мм.

Последовательность операций технологического процесса изготовления сотовых наполнителей (сотоблоков) показана в табл. 6.1.

Таблица 6.1

Содержание операций	Эскиз
Обезжиривание и сушка фольги	
Нанесение на фольгу клеевых полос, сушка, пробивка дренажных отверстий, складывание пакета	
Закладка пакета в приспособление для склеивания	
Отверждение клея	
Разметка панели и сверление базовых отверстий	

Разрезка пакета на заготовки	
Фрезерование заготовок по контуру	
Растяжение пакета	
Контроль (контролируется каждая операция)	

Обезжиривание фольги производится в специальных установках (например, УОФ-1 или УОФ-2) путем пропуска фольги, непрерывно сматывающейся с рулона, через раствор ОП-7 или ОП-10 и последующего промывания в теплой воде и сушки.

Нанесение на фольгу клеевых полос, пробивка дренажных отверстий и складывание пакета производится на автоматах АСП-250, АСП-1000 или АСП-1200. Дренажные отверстия диаметром 0,2—0,4 мм предназначены для выхода летучих компонентов клея при склеивании сотоблока с обшивкой. Эти отверстия должны располагаться между клеевыми полосами и иметь место в каждой ячейке сотового наполнителя.

Склеивание пакета производится на специальных прессах (например УСП-70) с удельным давлением $P = 1,5 - 2,0$ МПа и температурой подогрева плит до $155 \pm 5^\circ\text{C}$. Время выдержки пакета под давлением — 90 мин.

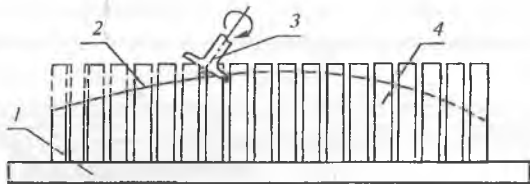


Рис. 6.4. Обработка контура сотового блока на фрезерном станке:
 1 — стол фрезерного станка; 2 — обработанная часть контура;
 3 — фреза; 4 — сотовый блок

Существуют два метода получения требуемой формы заполнителя:

1. Растяжение пакета после разметки, обрезки и фрезерования с постоянной или переменной малкой по контуру на специальных фрезерных станках, после чего торцевая поверхность сотовых заполнителей, имеющих кривизну, прикатывается или обрабатывается наждачной бумагой для устранения мелких неровностей.

2. Растянутый сотовый блок в виде параллелепипеда устанавливается на стол фрезерного станка и производится механическая обработка блока для придания ему формы, соответствующей обводам изделия (рис. 6.4).

В промышленности для обработки контуров на сотовых блоках широко применяются фрезерные станки с программным управлением РФП-4. Точность обработки контура на этом станке $\pm 0,15$ мм.

Сборка и склеивание изделий с сотовым заполнителем производится в специальных приспособлениях. Приспособления с собранными в них изделиями устанавливаются на специальные тележки и помещаются в печь или автоклав, в которых производится отверждение клея.

Склеенное изделие осматривается, очищается от подтеков клея и передается на контроль. Конструкция проверяется на непроклей сотового заполнителя с обшивкой при помощи акустического дефектоскопа.

6.5. Основные операции процесса склеивания

Укрупненный технологический процесс склеивания состоит из следующих основных операций:

- подготовки поверхностей деталей;

- нанесения клея;
- открытой выдержки;
- сборки изделия;
- отверждения изделия;
- контроля качества склеивания.

Подготовка поверхности включает в себя механическую обработку (фрезерование, шлифовка, притирка, очистка от загрязнений, придание шероховатости и т.д.) и химическую для обезжиривания, а также придания поверхностям каких-либо специальных свойств.

Клей на поверхность наносится кистью, пульверизатором, шпателем или накладывается в виде пленки.

Открытая выдержка дается для испарения растворителей, которые в процессе отверждения с подогревом могут привести к вспениванию клея и образованию пористой пленки.

Сборка изделия производится в сборочных приспособлениях или по сборочным отверстиям.

Отверждение клея происходит при определенном температурном режиме и давлении. Детали при склеивании находятся под давлением 0,05—3 МПа. Склеиваемое изделие нагревается до заданной температуры, выдерживается и охлаждается в сжатом положении до комнатной температуры.

Контроль качества клеевых соединений производится пооперационно. Контролю подвергаются: качество клеев и склеиваемых материалов, внешние условия в производственных помещениях, приспособления для склеивания, оборудование, нагревательные и измерительные приборы, качество подготовки поверхностей, режимы склеивания.

ГЛАВА 7

ПРОЦЕССЫ СБОРКИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

7.1. Специфические особенности сборочных работ в самолетостроении

Специфические особенности сборочных работ и контроля качества в самолетостроении определяются следую-

щими характерными отличиями самолета как объекта производства:

1. Сложностью форм и малой жесткостью большинства сборочных единиц* конструкции планера.

2. Высокой трудоемкостью, составляющей 40—50% от общей трудоемкости изготовления самолета (в общем машиностроении — 25—30% от общей трудоемкости изделия).

3. Сложностью механизации сборочных работ. Степень механизации сборочных процессов составляет 20—25% от общей трудоемкости сборочных работ.

4. Большой долей затрат на специальное оснащение сборочных цехов — 30% от оснащения всего производства.

5. Большой номенклатурой и многодетальностью (десятки и сотни тысяч деталей) современного самолета.

Сложность форм и малая жесткость сборочных единиц требуют разработки специальных как технологических процессов сборки, так и сборочного оснащения, обеспечивающего правильное взаимное расположение деталей и придание требуемой формы нежестким элементам конструкции.

Кроме того, сложная форма и пространственное расположение сборочных единиц относительно друг друга весьма затрудняют контроль точности собранной конструкции.

7.2. Общая характеристика сборочных работ в самолетостроении

Сборочный процесс представляет собой совокупность технологических операций по установке сборочных единиц в определенной последовательности в сборочное положение и соединение их в узлы, панели, агрегаты и самолета в целом. Последовательность установки сборочных единиц в правильное положение показана в специальных схемах сборки.

В зависимости от степени членения конструкции планера самолета на сборочные единицы процесс сборки мо-

* Под выражением "сборочная единица" подразумевается как отдельная деталь, так и конструктивно законченные узлы, панели, отсеки и агрегаты самолета.

жет выполняться по последовательной, параллельной и параллельно-последовательной схемам.

По последовательной схеме обычно производится сборка агрегатов, не расчлененных на панели и конструктивно законченные узлы. Сборка и монтаж таких конструкций выполняется, как правило, в сложных неудобных условиях без применения механизации из-за узкого фронта работ. Поэтому при такой схеме сборки трудоемкость оказывается наибольшей, а цикл сборки самым продолжительным.

По параллельной схеме сборки изготавливаются агрегаты, расчлененные на панели и узлы, которые собираются независимо друг от друга — параллельно, при этом расширяется фронт сборочных работ. Общая сборка агрегата заключается в стыковке панелей и узлов. При изготовлении отдельных сборочных единиц агрегата широко используется механизация сверлильно-клепальных работ. В результате этого сборочный цикл сокращается в 3—4 раза, а трудоемкость в 2,5—3 раза по сравнению с последовательной схемой.

По параллельно-последовательной схеме сборки изготавливаются агрегаты, частично расчлененные на панели и конструктивно законченные узлы. Цикл сборки и трудоемкость по этой схеме сборки занимают промежуточное место между последовательной и параллельной схемами.

В литературе часто встречается термин "сборочная база". К сборочным базам относятся элементы конструкции (поверхности, кромки, линии, отверстия), на которые в процессе сборки устанавливаются и фиксируются в правильном положении входящие в конструкцию сборочные единицы, а также элементы конструкции, с помощью которых они устанавливаются на фиксаторах сборочного приспособления. Базовыми также называются плоскости, оси и точки конструкций, относительно которых производится взаимная ориентация их элементов и контрольно-измерительные операции.

Выбор сборочных баз существенно влияет на технологический процесс сборки изделия, а также точность обводов агрегатов и их взаимное расположение.

7.3. Требования к точности обводов агрегатов и их взаимному расположению

В самолетостроении предъявляются очень высокие требования к точности выполнения аэродинамических обводов агрегатов и их взаимному расположению. Допуски на точность выполнения обводов планера самолета устанавливаются согласно техническим требованиям. Величина допустимых отклонений реально полученных обводов от

Таблица 7.1

Требования к точности обводов агрегатов самолета

Группа точности	Агрегат	Величины отклонений от теоретического контура
а- точность обводов	Крыло и оперение самолета	$\Delta h_1 = \pm 0,6$ $\Delta h_2 = \pm 0,8$ $\Delta h_3 = \pm 1,0$
	Фюзеляж самолета	$\Delta h_1 = 1,0$ $\Delta h_2 = 1,2$
б-валоватость (искривленность) правильного сечения	Крыло, оперение и фюзеляж	$\Delta C = \frac{c}{l} = \frac{1}{200} \pm \frac{1}{400}$
в- величина ступенки по стыкам обшивки и агрегатов	Крыло-центрплан ΔS^I - против потока ΔS^II - по потоку ΔS^III - по направлению полета	
	По стыкам обшивки	$\Delta S^I = 0,0; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,1$ $\Delta S^I = 0,1; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,2$ $\Delta S^I = 0,2; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,3$
	По стыкам агрегатов	$\Delta S^I = 0,85; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,5$ $\Delta S^I = 0,4; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,6$ $\Delta S^I = 0,5; \Delta S^II = \Delta S^III = 1,0$
г- зазоры между листами обшивки	Фюзеляж	
	По стыкам обшивки По стыкам отсеков	$\Delta S^I = 0,0; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,1$ $\Delta S^I = 0,2; \Delta S^II = \Delta S^III = 0,3$ $\Delta S^I = 1,0; \Delta S^II = 1,5$ $\Delta S^I = 1,0; \Delta S^II = 1,5$
г- зазоры между листами обшивки	Крыло ΔZ^I - против потока ΔZ^II - по направлению потока	$\Delta Z^I = 1,0$ $\Delta Z^II = 1,5$
	Фюзеляж	$\Delta Z^I = 1,0$ $\Delta Z^II = 1,5$

теоретических зависит от типа, размеров самолета и степени влияния конкретной зоны планера самолета на его аэродинамические характеристики.

В табл. 7.1 приведены средние допустимые отклонения реальных обводов некоторых частей планера самолета относительно теоретических обводов, а также приведены величины допустимых отклонений для самолетов со скоростями полета $M = 0,7—0,8$.

Допустимые отклонения взаимного расположения отдельных частей самолета относительно друг друга задаются специальным нивелировочно-регулирующим чертежом (рис. 7.29).

7.4. Методы сборки

Существует несколько методов сборки, отличающихся способом установки деталей в сборочное положение и видом применяемых при сборке приспособлений, оборудования и инструмента.

В зависимости от того, что принято за базу для установки деталей в сборочное положение, различают две принципиально различные группы методов сборки:

- 1) детали в сборочное положение устанавливаются по базам, расположенным на деталях сборочной единицы;
- 2) детали устанавливаются в сборочное положение по базам, расположенным на специальном носителе размеров — сборочном приспособлении.

К первой группе относятся: сборка по базовой детали, сборка по сборочным отверстиям (СО), сборка по разметке, нанесенной на базовую деталь, сборка по базовым отверстиям (БО).

Ко второй группе относятся сборочные приспособления.

При выборе метода сборки необходимо руководствоваться соображениями технологичности, взаимозаменяемости и экономики.

Первая группа методов сборки

1. Сборка по базовой детали

Этот метод применяется при сборке узлов, состоящих из относительно жестких деталей, не деформирующихся в

процессе сборки. Он заключается в том, что одну из деталей принимают за базовую, а к ней в определенной последовательности присоединяются другие детали, входящие в данный узел. При этом детали разделяют на несколько сборочных групп, каждую из которых собирают по базовой детали, входящей в данную группу (рис. 7.1).

В процессе сборки, как видно из схемы, базовыми попеременно являются различные детали: шток 1 при сборке 1-й группы, поршень 3 при соединении 2-й группы с 1-й группой и, наконец, крышка 2 при соединении 1-й группы с 3-й группой.

Сборка по базовой детали производится на верстаке и не требует специального сборочного приспособления.

Если размеры деталей выполнены достаточно точно, в соответствии с установленной (ГОСТом) системой допусков и посадок, то сборка узла будет производиться без подгонок и доработок деталей.

2. Сборка по разметке

Этот метод применяется как в опытном, так и в серийном производстве, и заключается в том, что детали устанавливаются в сборочное положение путем непосредственного измерения расстояний между ними, фиксации их в

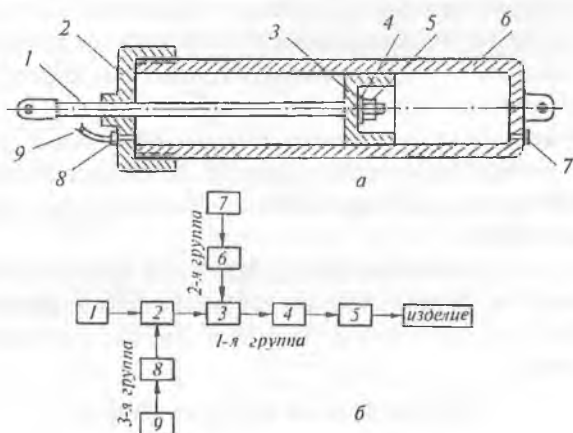


Рис. 7.1. Сборка узла по базовой детали: а — эскиз цилиндра; б — схема сборки; 1 — шток; 2 — крышка; 3 — поршень; 4 — шайба; 5 — гайка; 6 — цилиндр; 7 и 8 — штуцер; 9 — шланг

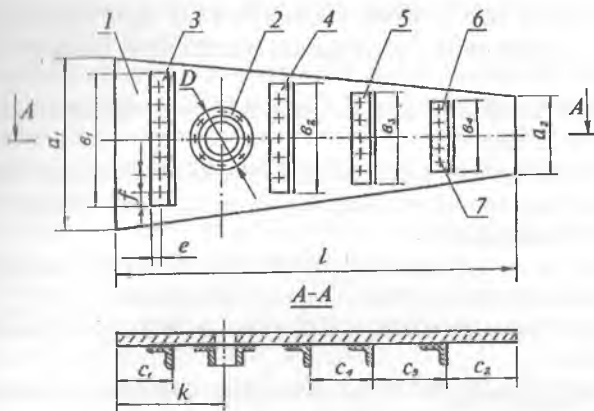


Рис. 7.2. Стенка лонжерона: 1 — стенка; 2 — горловина; 3—6 — стойки; 7 — заклепка

этом положении и соединении. Разметка положения деталей производится по размерам конструктивного чертежа.

При этом методе сборки пользуются универсальным мерительным и слесарным инструментом (линейка, циркуль, чертилка, струбцина и т. д.).

Детали, поступившие на сборку, можно разметить вручную; при помощи специальных шаблонов разметки — ШР; методом фотопечати.

На рис. 7.2 изображен конструктивный чертеж стенки лонжерона. Рассмотрим на примере этого узла все методы разметки.

Разметка вручную (рис. 7.3) производится следующим образом:

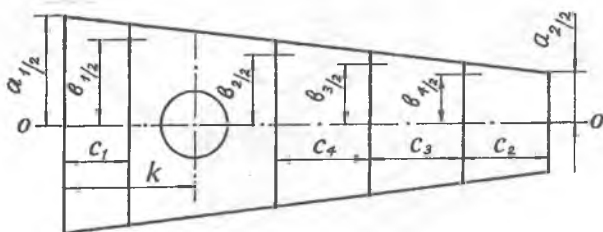


Рис. 7.3. Стенка лонжерона, размеченная вручную

— на базовой детали 1 размечается при помощи линейки и графитного карандаша положение осевой линии 0—0;

— на осевой линии 0—0 наносятся штрихи по размерам: $C_1—C_4, k$;

— через точки пересечения штрихов с осевой линией проводятся перпендикулярные линии при помощи угольника и карандаша;

— на этих перпендикулярах при помощи линейки и карандаша делаются засечки по размерам $B_{1/2}; B_{4/2}$;

— при помощи циркуля радиусом $D/2$ проводится окружность;

— на уголках 3—6 по размерам чертежа накерниваются центры отверстий под заклепки.

После нанесения рисок на базовой и входящих деталях производится сборка узла:

— стойки 3—6 и горловина 2 совмещаются с рисками, нанесенными на стенки 1 и фиксируются струбцинами (рис. 7.4);

— по накерненным центрам отверстий под заклепки производится сверление отверстий одновременно в деталях 2—7 и в стенке (рис. 7.4);

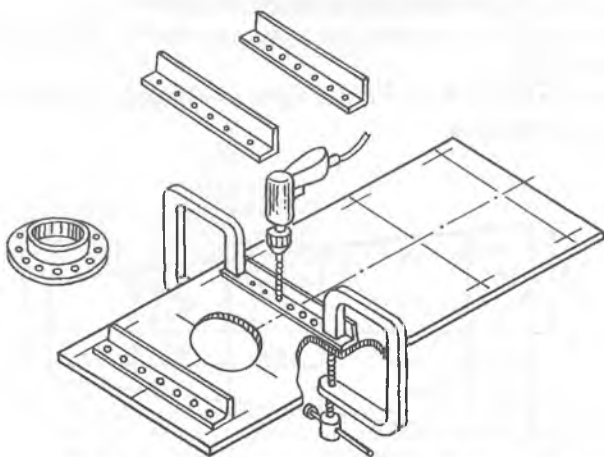


Рис. 7.4. Схема процесса сборки по разметке

и просверленные отверстия вставляются заклепки и производится клепка.

Процесс сборки при разметке вручную включает в себя много переходов, связанных с измерениями, нанесением штрихов, кернением, установкой струбцины и т.д., а это связано с высокой трудоемкостью и длительным циклом операции сборки.

Разметка по шаблону — менее трудоемкая операция по сравнению с разметкой вручную.

Шаблон для разметки (ШР) (рис. 7.5) представляет собой металлический (или фанерный) лист 1, обрезанный точно по контуру базовой детали

Разметка шаблона производится теми же приемами, которые описаны выше. Для удобства пользования шаблоном в нем прорезаются окна 2 по некоторым участкам рисок.

Сущность разметки заключается в том, что на базовую деталь 3 накладывается шаблон 1, их кромки совмещаются и по окнам 2 прочерчиваются риски на детали 3. Далее процесс сборки производится так же, как описано выше.

Разметка методом фотопечати заключается в следующем:

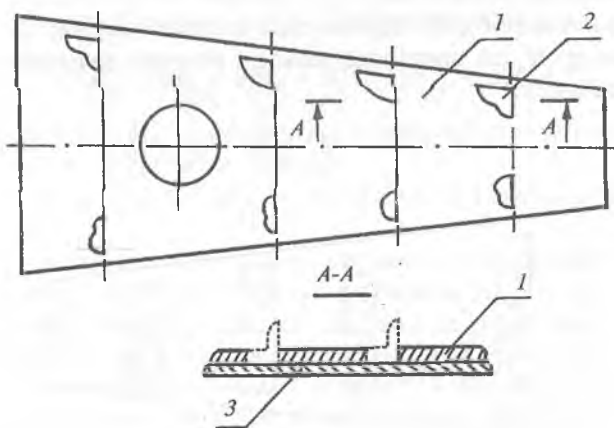


Рис. 7. 5. Разметка по шаблону: 1 — шаблон разметки; 2 — окно; 3 — стенка лонжерона

— на листе прозрачного материала (винипрозе) в натуральную величину вычерчивают контуры стенки 1 (рис. 7.2) и устанавливаемых на ней деталей, намечают положение центров заклепок;

— на заготовку стенки лонжерона наносят светочувствительную эмульсию и просушивают ее;

— на стенку накладывают лист винипроза и совмещают контуры стенки с линиями на винипрозе. Фотографируют и проявляют отпечаток на заготовке стенки;

— по полученному на стенке лонжерона отпечатку (рис. 7.6) устанавливаются входящие в узел детали, фиксируются струбцинами, а затем производится их соединение.

Трудоемкость процесса сборки при этом методе разметки наименьшая по сравнению с другими.

Сборка по разметке не дает высокой точности размеров, т. к. взаимозаменяемость панелей и узлов при этом методе сборки обеспечить практически невозможно. Трудоемкость сборки высокая.

3. Сборка по сборочным отверстиям (сборка по СО)

Сборка по СО — это процесс, при котором сборочное положение собираемых деталей определяется положением имеющихся на них сборочных отверстий. При этом методе сборки сборочные отверстия соединяемых деталей совмещаются и на момент соединения их друг с другом в СО вставляются цилиндрические фиксаторы (рис. 7.7).

Размер H_x по внешнему обводу можно определить из соотношения:

$$H_x = \delta_1 + H_1 + H_2 + \delta_2 + H_3,$$

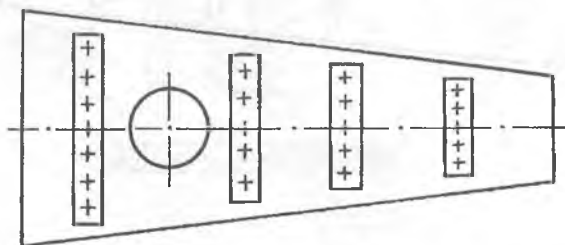


Рис. 7.6. Разметка методом фотопечати

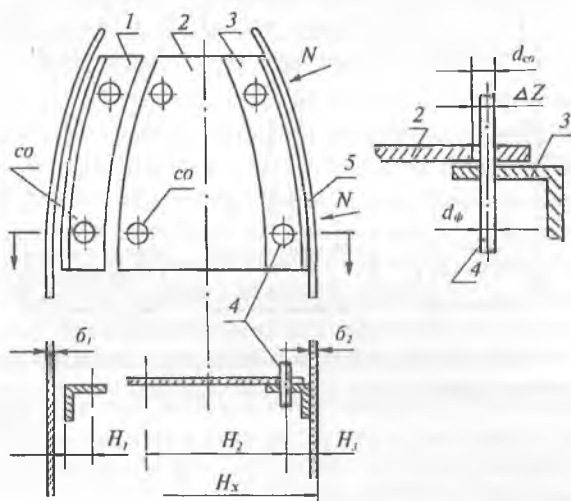


Рис. 7.7. Схема базирования по СО: 1 и 3 — профили; 2 — стенка; 4 — фиксатор (болт); 5 — обшивка

где δ_1 и δ_2 — номинальные толщины обшивок.

Размер H_x является замыкающим звеном размерной цепи. Поэтому, согласно теории размерных цепей, погрешность ΔH_x равна сумме абсолютных значений погрешностей остальных звеньев цепи. Следовательно:

$$\Delta H_x = \Delta \delta_1 + \Delta H_1 + \Delta H_2 + \Delta \delta_2 + \Delta H_3 + C_1,$$

где H_1, H_2, H_3 — размеры, определяющие положение сборочных отверстий в деталях;

$\Delta H_1, \Delta H_2, \Delta H_3, \Delta \delta_1, \Delta \delta_2$ — погрешности размеров $H_1, H_2, H_3, \delta_1, \delta_2$;

C_1 — погрешность размера за счет деформации от пружинения. При более точных расчетах погрешности по внешнему обводу следует учитывать зазоры ΔZ при постановке фиксаторов в сборочные отверстия (рис. 7.7).

Точное совпадение СО сопрягаемых деталей достигается взаимной увязкой заготовительной оснастки путем совместного сверления в них сборочных отверстий. Схема увязки шаблонов для изготовления деталей узла приведена на рис. 7.8.

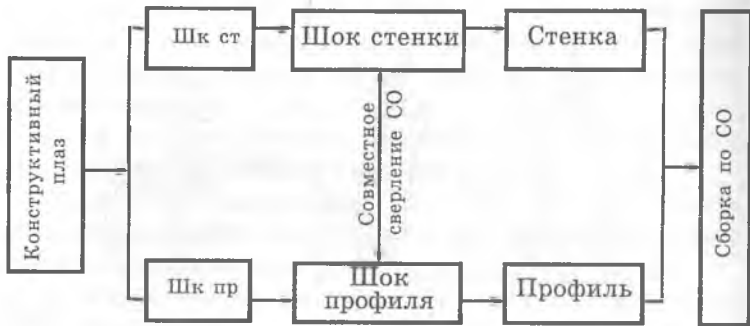


Рис. 7.8. Схема увязки шаблонов при сборке по СО

Сборка по СО широко применяется при изготовлении плоских каркасных узлов и цилиндрических панелей (рис. 7.9) и производится на верстаках или в простейших поддерживающих устройствах.

Основные преимущества метода сборки по СО: сравнительно низкая трудоемкость процесса сборки; отсутствие необходимости в специальных сборочных приспособлениях.

К недостаткам можно отнести: повышенную трудоемкость заготовительно-штамповочных работ из-за необходимости получения СО; рост числа оснастки для изготовления деталей и элементов поддерживающих устройств,

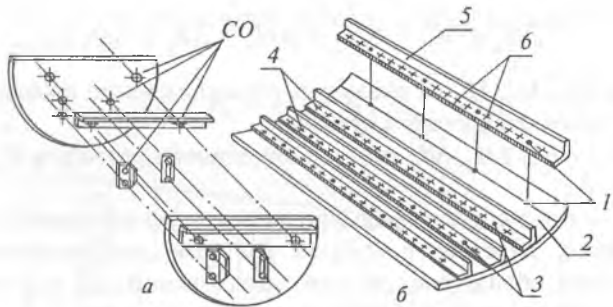


Рис. 7.9. Схема сборки стенки шпангоута *a* и панели *б* по СО: 1 — сборочные отверстия (СО); 2 — обшивка; 3 — фиксатор (технологический болт или технологическая заклепка); 4 — заклепки; 5 — профиль; 6 — направляющие отверстия (НО)

необходимых при сборке сложных узлов и панелей; невысокая точность внешних обводов агрегатов.

4. Сборка в сборочном приспособлении

Сборка с применением специальных сборочных приспособлений — один из самых распространенных методов сборки при изготовлении узлов, панелей и агрегатов самолета и заключается в том, что детали в сборочное положение устанавливаются путем совмещения их базовых поверхностей с опорными поверхностями сборочного приспособления, их фиксации в этом положении и соединении.

Сборка нервюры в сборочном приспособлении (рис. 7.10) производится в следующей последовательности:

— на плиту 1 приспособления устанавливается стенка нервюры 9;

— на стенку 9 устанавливаются пояса нервюры 8 и 10, положение которых фиксируется ложементами 2 и упорами 7;

— закрепляются пояса 8 и 10 в сборочном положении при помощи прижимов 5;

— устанавливается кондуктор 3 и фиксируется положение стенки 9 при помощи штифтов 4;

— сверлятся отверстия под заклепки, соединяющие пояса со стенкой, по кондуктору 3;

— выполняется расфиксация деталей нервюры и выемка их из сборочного приспособления;

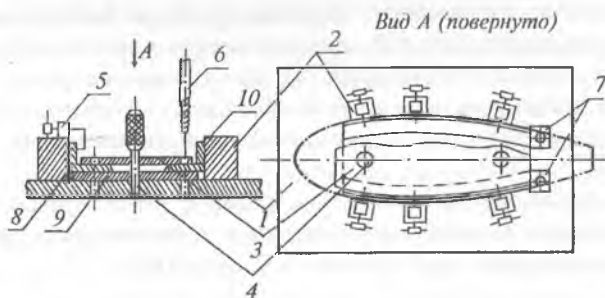


Рис. 7.10. Схема сборки нервюры в сборочном приспособлении: 1 — плита; 2 — опорный элемент приспособления (ложемент); 3 — кондуктор; 4 — штифт; 5 — прижим; 6 — сверло; 7 — упоры; 8 и 10 — пояса нервюры; 9 — стенка нервюры

— при совмещении отверстий деталей, установки в отверстия заклепок и клепки производится сборка нервюры.

Описанный процесс сборки нервюры является одним из возможных вариантов сборки в сборочном приспособлении. Могут применяться и другие варианты, отличающиеся последовательностью выполнения операций и конструкцией применяемого сборочного приспособления. Однако при всех возможных вариантах сохраняется основной принцип сборки в сборочных приспособлениях: взаимно правильное расположение деталей сборочной единицы и определение ее размеров специальными опорными элементами сборочного приспособления.

Кроме правильного взаимного расположения собираемых деталей, сборочное приспособление обеспечивает и определенное направление инструмента (в нашем примере сверла б) относительно детали, придает форму недостаточно жестким элементам собираемой конструкции. При этом:

- исключается разметка и подгонка деталей;
- ускоряется и облегчается процесс сборки;
- достигается взаимозаменяемость собираемых узлов, панелей и агрегатов;
- становится возможной механизация процесса сборки.

7.5. Сборочные базы при сборке в приспособлениях

При сборке панелей, узлов, отсеков и агрегатов в приспособлениях применяют различные методы базирования. При базировании деталей, определяющих внешние обводы изделия, в качестве баз используют: поверхности деталей каркаса; внешнюю поверхность обшивки; внутреннюю поверхность обшивки; координатно-фиксирующие отверстия (КФО).

При базировании стыковых узлов и узлов крепления оборудования к элементам планера в качестве баз используются отверстия под стыковые болты (ОСБ).

7.5.1. Сборка по базе — поверхности каркаса

При этом методе базирования элементы каркаса сборочной единицы жестко фиксируются в приспособлении и

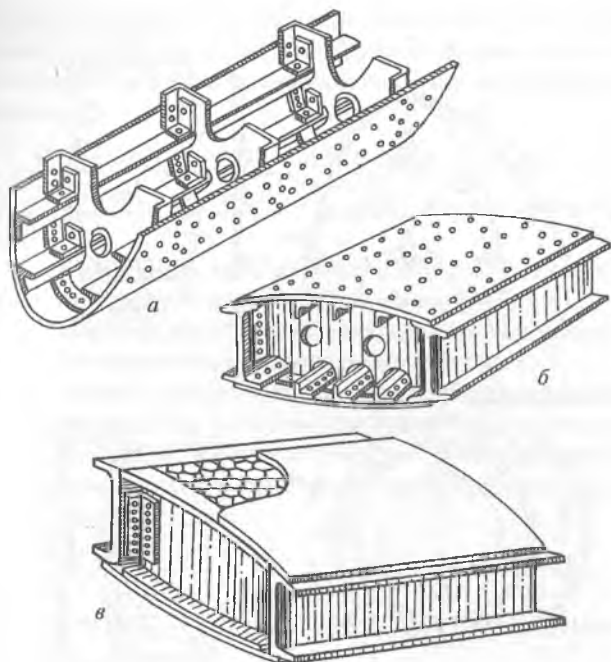


Рис. 7.11. Характерные самолетные конструкции:
а — лобовик крыла (или оперения); *б* — кессон крыла;
в — конструкция с сотовым наполнителем

затем к базовой поверхности, образованной элементами каркаса, прижимается обшивка (или панель) на период соединения их друг с другом.

На рис. 7.11 изображены характерные самолетные конструкции: лобовик крыла (*а*), кессон (*б*) и конструкция с клееным или паяным сотовым наполнителем (*в*).

На примере сборки этих конструкций рассмотрим несколько вариантов базирования по поверхности каркаса.

На рис. 7.12, *а* показан случай, когда на собранный в сборочном приспособлении каркас устанавливается обшивка. На рис. 7.12, *б* панель с элементами продольного набора устанавливается на каркас и прижимается силами *N—N* к его поверхности. На рис. 7.12, *в* — на каркас устанавливается монолитная панель, а на рис. 7.12, *г* — обшивка.

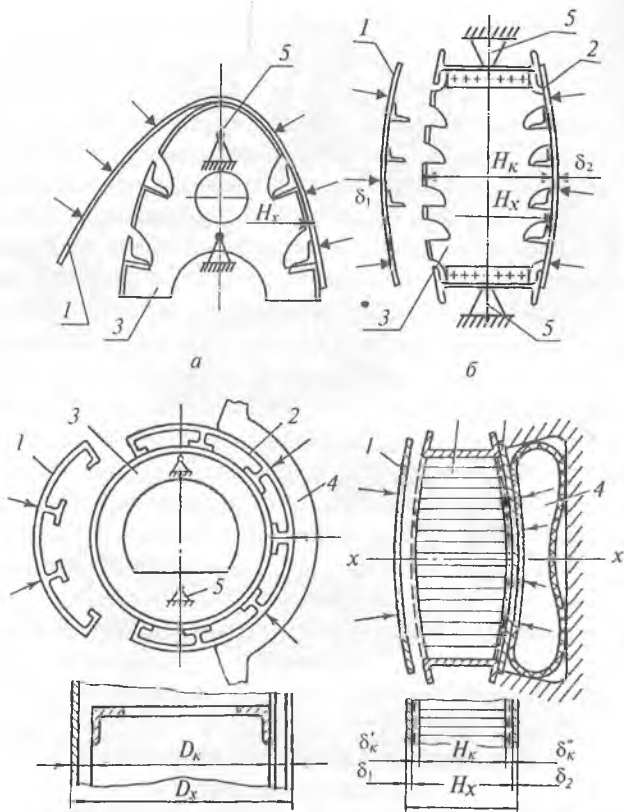


Рис. 7.12. Схема базирования по поверхности каркаса:
 1 — обшивка (панель) до установки на каркас; 2 — обшивка (панель), установленная на каркас; 3 — каркас; 4 — элементы приспособления, прижимающие обшивку к каркасу; 5 — фиксация каркаса в сборочном приспособлении

Для всех этих случаев размер собранного агрегата или отсека по внешнему обводу можно определить по выражениям:

$$\begin{aligned}
 H_x &= H_k + \delta_1 + \delta_2, \\
 D_x &= D_k + \delta_1 + \delta_2,
 \end{aligned}$$

где H_x — номинальный размер внешнего обвода собираемого изделия в рассматриваемом сечении;

H_k и D_x — номинальный размер каркаса и его диаметр;
 δ_1 и δ_2 — номинальная толщина обшивок (панелей).

Погрешность размера внешнего обвода определяется выражением:

$$\Delta H_x = \Delta H_k + \Delta \delta_1 + \Delta \delta_2 + Z_{yn} + C_i,$$

где ΔH_x , ΔH_k , $\Delta \delta_1$, $\Delta \delta_2$ — погрешности размеров H_x , H_k , δ_1 и δ_2 ;

C_i — погрешность, учитывающая деформации после сборки за счет пружинения и изменения температуры;

Z_{yn} — погрешность из-за неточности установки элементов каркаса в сборочном приспособлении.

В том случае, когда обшивка присоединяется к каркасу при помощи клея или припоя (рис. 7.12, *з*), то в уравнении, определяющем величину погрешностей размеров внешних обводов, следует учитывать погрешности по толщине слоя клея (припоя):

$$\Delta H_x = \Delta H_k + \Delta \delta'_k + \Delta \delta_1 + \Delta \delta''_k + \Delta \delta_1 + C_i,$$

где $\Delta \delta'_k$ и $\Delta \delta''_k$ — погрешности по толщине слоя клея (припоя).

Погрешность размера H_x должна быть меньше допуска на этот размер:

$$\Delta H_x \leq 2\Delta h.$$

Допуск Δh назначается на одну сторону обвода агрегата относительно внешнего теоретического обвода контура (по шаблону ШКК или конструктивному плазу).

Рассмотренные варианты базирования показывают, что точность обводов изделия зависит от следующих факторов: точности образования обводов каркаса и установки каркаса в сборочном приспособлении; отклонений по толщине обшивки и по толщине связующего материала (клея, припоя).

7.5.2. Сборка по базе — внешняя поверхность обшивки

При этом методе базирования внешняя поверхность обшивки (панели) фиксируется на опорных элементах сбо-

ручного приспособления, закрепляется на них и затем с внутренней стороны обшивки (панели) устанавливаются элементы каркаса (рис. 7.13).

После осуществления соединения обшивки (панели) с каркасом внешний обвод обшивки должен соответствовать внешнему обводу агрегата. Размер H_x по внешнему обводу в рассматриваемом сечении равен размеру приспособления H_{II} минус отклонение при сборке, т.е.

$$H_x = H_{II} - (\Delta H'_c - \Delta H''_c) + C_1,$$

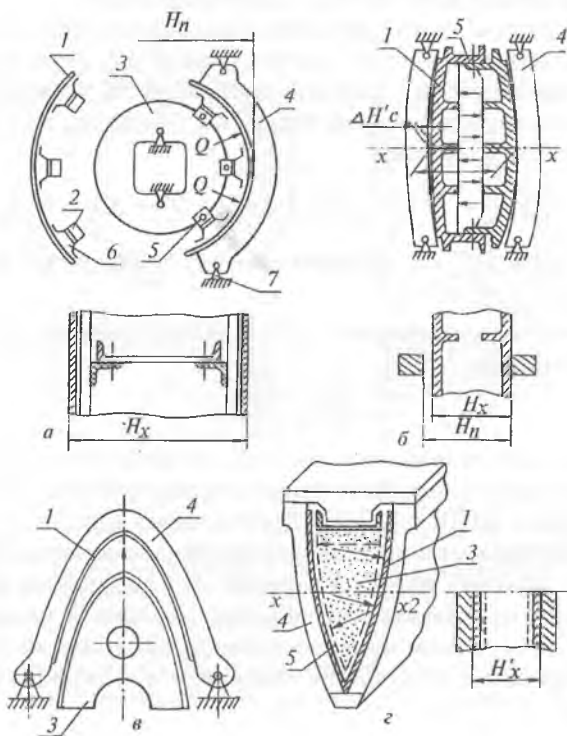


Рис. 7.13. Схема базирования по внешней поверхности обшивки: а и в — листовая конструкция; б — конструкция из монолитных панелей; г — конструкция с самовспенивающимся заполнителем;

- 1 — обшивка (панель); 2 — компенсатор; 3 — каркас;
4 — рубильники (плиты) приспособления; 5 — соединяющий элемент (болт, заклепка, клей); 6 — стрингер;
7 — балка приспособления

где $\Delta H'_c$ и $\Delta H''_c$ — отклонения обвода собираемого изделия от обводов приспособления на одну сторону (рис. 7.13, в);

C_1 — погрешность, учитывающая деформации.

Для получения высокой точности обводов агрегата необходимо, чтобы размеры деталей каркаса были точными, т.к. отклонение последних от теоретически заданных обводов приводит к деформации собранного агрегата.

При сборке с базированием по внешней поверхности обшивки возможна сборка с компенсацией погрешностей изготовления деталей каркаса агрегата. Сущность этой сборки заключается в том, что детали каркаса соединяются с обшивкой через промежуточный элемент — компенсатор. Примеры сборки с компенсацией приведены на рис. 7.13, а и рис. 7.14.

Сборка с компенсацией позволяет получить высокую точность выполнения контуров изделия при невысокой точности изготовления деталей каркаса.

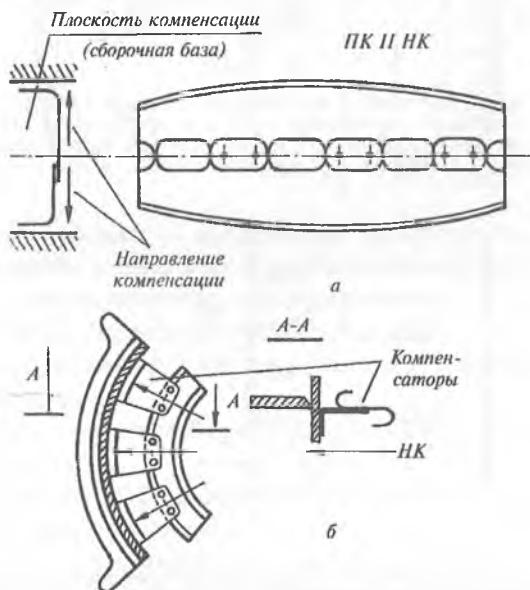


Рис. 7.14. Схема сборки с компенсацией: а — сборка нервюр из полунервюр; б — скрепление обшивки и шпангоута при помощи деталей компенсаторов

Для осуществления бесподгоночной сборки направленные компенсации (НК) и плоскость компенсации (ПК) должны совпадать ($НК \parallel ПК$).

7.5.3. Сборка по базе — внутренняя поверхность обшивки

При этом методе базирования обшивка (или панель) своими внутренними обводами прижимается к опорным элементам сборочного приспособления (к макетным элементам каркаса изделия), затем производится установка самолетных деталей каркаса и их соединение с обшивкой (панелью) (рис. 7.15, 7.16).

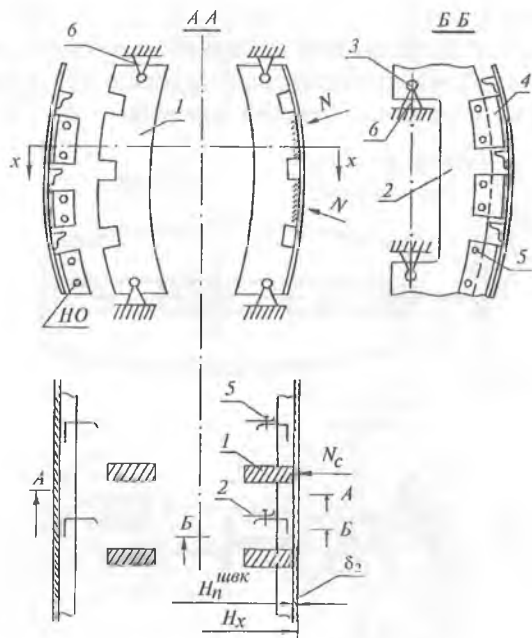


Рис. 7.15. Базирование по внутренней поверхности обшивки:
 1 — ложемент; 2 — шпангоут; 3 — фиксация шпангоута в сборочном приспособлении;
 4 — компенсатор; 5 — заклепка (болт);
 6 — балка приспособления

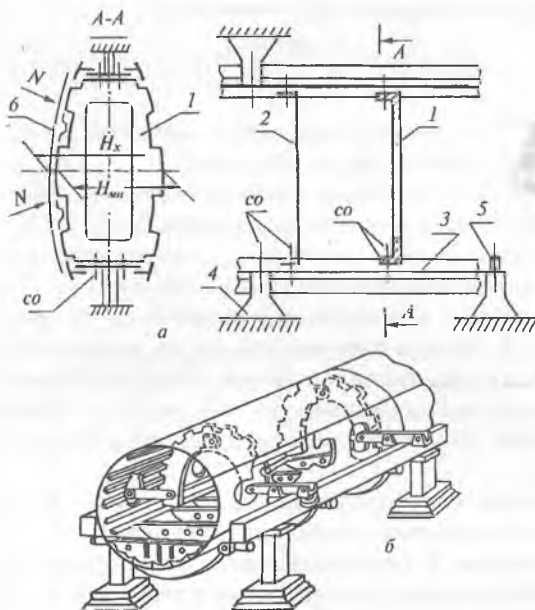


Рис. 7.16. Сборка по внутренней поверхности обшивки:
a — сборка кессона крыла; *б* — крепление "макетных" шпангоутов к каркасу приспособления; 1 — макетная (ложная) нервюра; 2 — нервюра; 3, 4 — опоры; 5 — штифт; 6 — панель

Сборка с базой — внутренняя поверхность обшивки производится в следующей последовательности:

— в приспособление устанавливаются шпангоуты 2 (рис. 7.15) и закрепляются в точках 3;

— на ложементы 1 устанавливаются панели и прижимаются силами $N-N$;

— сверлятся отверстия (под заклепки) по НО в компенсаторах 4;

— шпангоуты 2 соединяются с компенсаторами панели заклепками (болтами) 5;

— изделие вынимается из приспособления.

Размер H_x по внешнему обводу в сечении X—X:

$$H_x = H_{\Pi}^{\text{ШВК}} + \delta_1 + \delta_2.$$

Погрешность размера H_x составляет:

$$\Delta H_x = \Delta H_{\Pi}^{\text{ШВК}} + \Delta \delta_1 + \Delta \delta_2 + (\Delta H'_c - \Delta H''_c) + C_1,$$

где $H_{\Pi}^{\text{ШВК}}$ — размер по обводу ложемента, соответствующий внутреннему обводу обшивки.

На рис. 7.16 приведен пример сборки по внутренней поверхности обшивки кессона крыла (рис. 7.16, а) и общий вид крепления "макетных" шпангоутов к каркасу сборочного приспособления (рис. 7.16, б).

В отличие от примеров, приведенных на рис. 7.15 и рис. 7.16, б, сборка кессона крыла по макетной нервюре (рис. 7.16, а) производится путем непосредственной установки последней на элементы собираемого изделия, что значительно упрощает конструкцию сборочного приспособления.

Базирование и сборку кессона крыла (рис. 7.16, а) производят в следующей последовательности:

— лонжерон 3 устанавливается на опорные элементы приспособления 4 и фиксируется штифтами 5, вставленными в СО стенки лонжерона;

— устанавливаются макетные 1 и самолетные 2 нервюры с фиксацией их положения относительно лонжеронов по СО;

— устанавливается панель 6 на макетные нервюры и прижимается к ним силами N—N;

— панели соединяются с самолетными нервюрами.

Размер по внешнему обводу составляет:

$$H_x = H_{\text{м.н.}} + \delta_1 + \delta_2,$$

где $H_{\text{м.н.}}$ — размер по внешнему обводу макетной нервюры.

7.5.4. Сборка базированием по координатно-фиксирующим отверстиям (КФО)

Сущность сборки по КФО заключается в том, что детали поперечного (иногда и продольного) набора каркаса устанавливаются в сборочное приспособление по специальным отверстиям — КФО, затем на поверхность каркаса устанавливается обшивка (или панель) и производится соединение обшивки (панели) с каркасом (рис. 7.17).

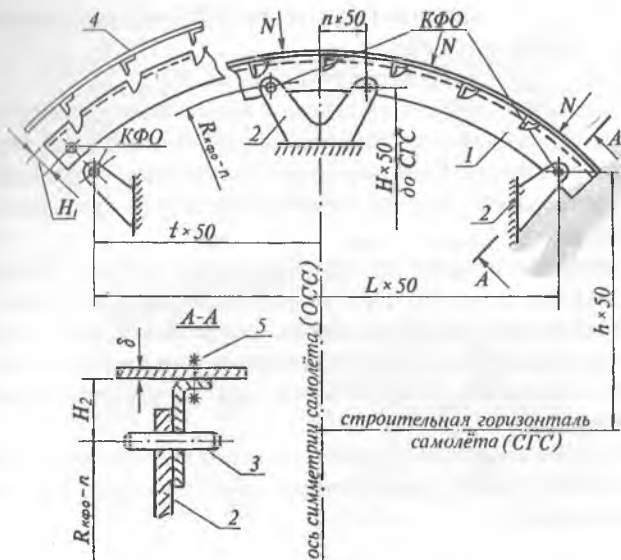


Рис. 7.17. Базирование по КФО:
 1 — обод шпангоута; 2 — фиксатор КФО; 3 — штырь;
 4 — панель; 5 — заклепка

Детали каркаса поступают на сборку с просверленными КФО; такие же отверстия имеют элементы сборочного приспособления.

Сборка панели, показанной на рис. 7.17, производится в следующем порядке:

— на фиксаторы КФО 2 устанавливаются ободы шпангоутов 1 и крепятся при помощи штырей 3;

— на поверхность, образованную ободами шпангоута, устанавливается панель 4 и прижимается силами $N-N$;

— сверлятся отверстия и панели 5 соединяются с каркасом.

Размер по внешнему ободу собранного агрегата определяется следующим выражением:

$$R_x = \delta + H_1 + R_{\text{кфо-п}},$$

а погрешность размера:

$$\Delta R_x = \Delta \delta + \Delta H_1 + \Delta R_{\text{кфо-п}} + C_i,$$

где $R_{\text{кфо.п}}$ — расстояние центра КФО от теоретического центра кривизны панели;

$\Delta R_{\text{кфо.п}}$ — погрешность размера $R_{\text{кфо.п}}$.

Положение КФО в деталях и сборочном приспособлении выбирают кратным преимущественно 50 мм относительно основных базовых осей собираемого изделия. В исключительных случаях кратность может быть равна 25 или 10 мм.

В отличие от всех других технологических отверстий КФО задаются в конструктивных чертежах изделия.

Координатно-фиксирующие отверстия в деталях каркаса выполняются в заготовительно-штамповочных цехах по шаблонам, кондукторам или на специальном разметочном столе.

Сборочное приспособление, предназначенное для сборки по КФО, имеет упрощенную конструкцию, удобную в эксплуатации.

7.5.5. Базирование по отверстиям под стыковые болты (ОСБ)

При базировании по ОСБ детали стыка устанавливаются на базовых поверхностях сборочного приспособления и фиксируются по ОСБ цилиндрическими штырями (технологическими болтами), далее выполняется весь процесс сборки (рис. 7.18).

На рис. 7.18, а показана схема базирования стыковой гребенки 1 центроплана по отверстиям под стыковые болты. В этом случае технологические болты 6 вставляются в отверстия стыковой гребенки и отверстия стальной плиты, определяя тем самым положение гребенки относительно обшивки, которая опирается на рублильники 7 сборочного приспособления.

Размеры изделия и погрешности размеров после выемки из сборочного приспособления определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned}W_x &= W_{\text{п}} + C_1, \\H_x &= H_{\text{п}} + \Delta h_1, \\S_x &= S_{\text{п}} + \Delta S_1,\end{aligned}$$

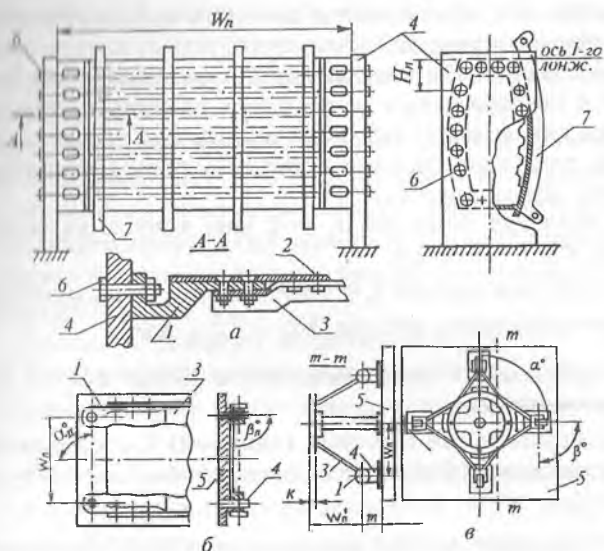


Рис. 7.18. Схемы базирования по ОСБ: а — сборка по ОСБ кессона центроплана; б — сборка лонжерона; в — сборка моторами; г — стыковой узел; 2 — обшивка; 3 — элементы каркаса изделия; 4 — базовые поверхности приспособления; б — каркас приспособления; б — штырь (технологический болт); 7 — рубильник

где W_{II} — размер в приспособлении между стыковыми поверхностями;

H_{II} и S_{II} — координаты ОСБ относительно основных осей изделия;

C_i , Δh_i , ΔS_i — отклонения размеров вследствие деформации конструкции после сборки.

Примеры базирования стыковых узлов по ОСБ при помощи фиксаторов приведены на рис. 7.18, б и специальных ответных стыковых узлов на рис. 7.18, в.

7.5.6. Сравнительный анализ различных методов сборки и базирования

При сборке самолетной конструкции для установки деталей каркаса и обшивки в сборочное положение применяют различные сборочные базы (различные методы базирования). Но во всех случаях применения при сборке одного изделия нескольких сборочных баз основным методом

считается тот, при помощи которого формируются внешние обводы изделия.

Технологи выбирают метод базирования в соответствии с требованиями к точности обводов конкретного образца самолета. В табл. 7.2 приведены расчетные данные по точности внешнего обвода агрегата при следующих исходных данных:

— толщина обшивки $\delta_1 = 2$ мм; допуск на толщину обшивки $\Delta\delta_1 = 0,2$ мм;

— толщина панели $\delta_2 = 5$ мм; допуск на механическую обработку полотна панели $\Delta\delta_1 = \begin{matrix} +8 \\ -0,5 \end{matrix}$ мм;

— отклонение положения СО и КФО: $\Delta H_1 = \Delta H_2 = \Delta H_3 = \pm 0,3$ мм;

— неприлегание обшивок (панелей) к опорным (базовым) поверхностям сборочных приспособлений $\Delta H' = \Delta H'' = \pm 0,2$ мм;

— отклонение за счет зазоров между внутренними стенками СО, КФО и стенками цилиндрических фиксаторов (штырей, технологических болтов) $\Delta Z = \begin{matrix} +0,125 \\ -0,025 \end{matrix}$ мм;

— отклонение размера H_{II} : $\Delta H_{II} = \pm 0,2$ мм;

— отклонение размера $H_{\text{КФО-П}}$ между центрами КФО сборочного приспособления $\Delta H_{\text{КФО-П}} = \pm 0,2$ мм;

— погрешность $\Delta H_K = \pm 0,3$ мм;

— погрешность $C_1 = \pm 0,3$ мм.

Таблица 7.2

Расчетные данные по точности внешнего обвода агрегата $\delta_{\text{ОВВ}}$ при различных методах базирования

Метод базирования	ΔH_x , мм	$\delta_{\text{ОВВ}}$, мм
По внешней поверхности обшивки	$\pm 0,7$	$\pm 0,35$
По поверхности каркаса	$\pm 1,0$	$\pm 0,5$
По внутренней поверхности обшивки	$\begin{matrix} + 1,5 \\ - 1,7 \end{matrix}$	$\pm 0,8$
По координатно-фиксирующим отверстиям (ФО)	$\begin{matrix} + 2,2 \\ - 2,0 \end{matrix}$	$\begin{matrix} + 1,1 \\ - 1,0 \end{matrix}$
По сборочным отверстиям	$\pm 2,4$	$\pm 1,2$

Из табл. 7.2 видно, что наибольшую точность обвода можно получить при базировании по внешней поверхности обшивки; наименьшая точность получается при сборке по СО и КФО.

Если требуемая точность обводов обеспечивается несколькими методами базирования, то выбирают наиболее выгодный по технико-экономическим показателям (табл. 7.2).

Главными критериями оценки технико-экономических показателей подготовки производства и основного производства являются:

- расход металла на оснастку — $G_{\text{осн}}$;
- трудоемкость изготовления оснастки — $T_{\text{осн}}$;
- себестоимость изготовления технологической оснастки — $C_{\text{т.осн}}$;
- технологическая себестоимость сборки изделия — $C_{\text{с}}$;
- площадь, занимаемая оснасткой — F ;
- цикл сборки — Π ;
- количество оснастки — $N_{\text{осн}}$.

Таблица 7.3

Технико-экономические показатели различных методов сборки и базирования в сферах вспомогательного и основного производств

Метод базирования	Наименование сборочной единицы	Показатели, в %						
		$G_{\text{осн}}$	$T_{\text{осн}}$	$C_{\text{т.осн}}$	$N_{\text{осн}}$	$C_{\text{т}}$	F	Π
По внешней поверхности обшивки	узлы, панели отсеки, агрегаты	100	100	100	100	100	100	100
	узлы, панели				88			
По поверхности каркаса	отсеки, агрегаты	95	95	90	100	115	95	120
	узлы, панели	40	35	35	45	65	70	90
По внутренней поверхности обшивки	отсеки, агрегаты	60	70	60	95			

По сборочным отверстиям (СО)	узлы, панели	25	30	25	35	70	65	80
	отсеки, агрегаты	75	60	55	85			
По координатно-фиксирующим отверстиям (ФО)	узлы, панели	45	30	35	40	60	80	85
	отсеки, агрегаты	55	75	80	90			

В табл. 7.4 дана сравнительная характеристика технико-экономических показателей различных методов сборки на примере изготовления нервюры, изображенной на рис. 7.10.

Стоимость изготовления конструкции по СО, в сравнении со сборкой в приспособлении, снижается за счет сокращения затрат на изготовление приспособления.

Приведенные в таблицах 7.2, 7.3, 7.4 данные позволяют составить качественную оценку рассматриваемых методов сборки и базирования. Точные количественные технико-экономические показатели можно рассчитать только для конкретного технологического процесса изготовления рассматриваемого изделия.

Таблица 7.4

Технико-экономические показатели при сборке нервюры

Сравнительные показатели	Методы сборки и сборочные базы		
	По разметке	По сборочным отверстиям (СО)	В приспособлениях с базовой поверхностью каркаса
Штучное время $T_{ш}$ сборки одной нервюры, в %	300	150	100
Разряд рабочих	4	3	2—3
Технологическая себестоимость C_t одной нервюры, в %	120	75	100

7.6. Сборка отсеков и агрегатов самолета

Сборка агрегатов и отсеков составляет 28—33% от общей трудоемкости изделия. Агрегатной сборке предшествует узловая сборка, составляющая 8—10% трудоемкости изделия. Сборка агрегатов (фюзеляж, крыло, киль, стабилизатор) и отсеков (СЧК, ОЧК, Ф-1, Ф-2, Ф-3 и т.д.) производится в стапелях (сборочных приспособлениях). После выемки сложного агрегата из стапеля производится, как правило, внестапельная сборка (8—9% общей трудоемкости изделия). Трудоемкость стапельных работ для агрегатов и отсеков составляет в среднем 12—14% от общей трудоемкости изделия.

7.6.1. Конструктивно-технологическая характеристика отсеков и агрегатов

На технологический процесс сборки агрегатов и отсеков существенное влияние оказывают особенности конструкции самолета в целом, а именно:

- основной материал деталей;
- габариты агрегатов и отсеков;
- наличие монолитных крупногабаритных панелей и узлов;
- основной вид применяемых соединений;
- степень расчленения конструкции на отдельные под сборки и т. д.

Кроме того, характер технологического процесса в немалой степени зависит от масштаба производства и организационных форм сборки.

По конструктивно-технологическим признакам отсеки и агрегаты можно объединить в три группы:

- отсеки и агрегаты непанелированной конструкции;
- отсеки и агрегаты панелированной конструкции;
- агрегаты, члененные на отсеки.

При проектировании технологического процесса сборки агрегата или отсека выполняются следующие работы:

- конструктивно-технологический анализ конструкции;
- составление схем сборки;
- выбор организационных форм сборки (операционная, поточная);

- разработка технических условий на проектирование сборочных приспособлений и инструмента;
- подбор оборудования;
- нормирование операций;
- составление технических условий на поставку деталей, узлов и панелей, а также на сборку отсеков и агрегатов.

В технических условиях на поставку сборочных единиц указываются:

- места и величины припусков на обрезку профилей и обшивок;
- где должны быть заданы сборочные и направляющие отверстия;
- какие узлы должны быть установлены на панели и т.д.

7.6.2. Сборка отсеков и агрегатов непанелированной конструкции

На участок сборки непанелированных агрегатов и отсеков, как правило, подаются отдельные детали и мелкие узлы. Сборочные приспособления, применяемые для сборки таких конструкций, обычно сложны в эксплуатации и громоздки при больших габаритах агрегатов. Сборка непанелированных конструкций характеризуется большим количеством операций, длительностью цикла и применением малопроизводительных инструментов и оборудования.

На рис. 7.19 приведен пример сборки агрегата непанелированной конструкции.

Технологический процесс сборки этого агрегата включает в себя следующие основные операции:

- в сборочное приспособление устанавливаются верхний и нижний лонжероны 3 по стыковым узлам 1 и фиксируются штырями 2;
- в приспособление устанавливаются нервюры 4 с фиксацией их положения по рубильникам 6;
- при помощи заклепок нервюры 4 соединяются с лонжероном 3;
- откидываются рубильники и в прорезы нервюр 4 устанавливаются стрингеры 8;
- рубильники возвращаются в исходное положение и к ним при помощи зажимов прижимаются стрингеры 8;

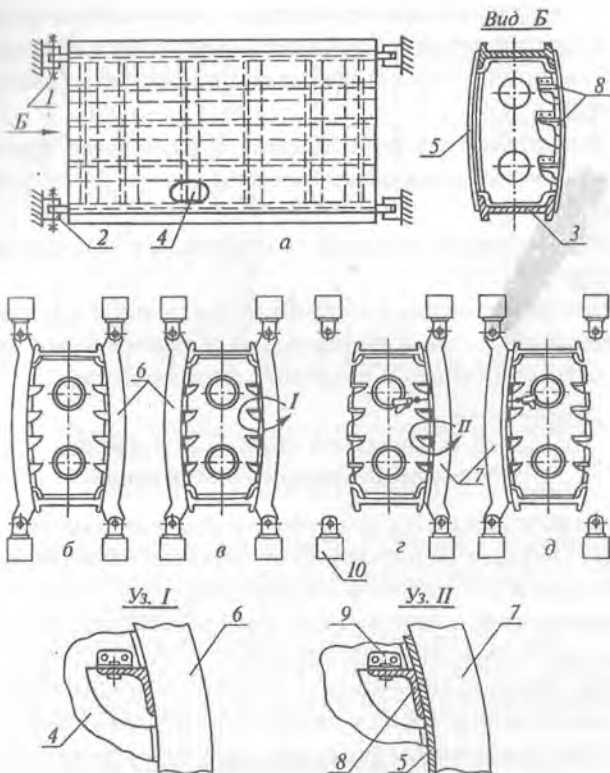


Рис. 7.19. Пример сборки непанелированной конструкции:
a — общий вид конструкции и схема фиксации лонжеронов;
б, в — установка стрингеров; *г, д* — установка обшивок и сверление в них отверстий под заклепки; *1* — узел фиксации лонжерона; *2* — штырь; *3* — лонжерон; *4* — нервюра; *5* — обшивка; *6* — рубильники с рабочим контуром по обводу нервюры; *7* — рубильники с рабочим контуром по внешней поверхности обшивки; *8* — стрингер; *9* — кница

— сверлятся отверстия и стрингеры соединяют с нервюрами при помощи заклепок через кницы *9*;

— рубильники *6* снимаются и заменяются рубильниками *7*, рабочие контуры которых выполнены с учетом толщины обшивки *5*;

— устанавливается обшивка *5* на поверхность каркаса, образованного нервюрами и стрингерами;

— обшивка *5* прижимается к поверхности каркаса рубильниками *7*;

— по направляющим отверстиям, имеющимся в стрингерах и бортах нервюр, сверлятся отверстия в обшивке;

— с внешней стороны обшивки производится зенковка отверстий;

— откидываются рубильники и снимается просверленная обшивка (для обеспечения подхода ко второй обшивке);

— устанавливается вторая обшивка, и в ней сверлятся отверстия;

— обшивки поочередно приклепываются к каркасу.

Процесс сборки непанелированных конструкций характерен для единичного и опытного производства.

7.6.3. Процесс сборки агрегатов панелированной конструкции

Технологический процесс сборки изделий панелированной конструкции существенно отличается по объему и характеру работ от процесса сборки агрегатов и отсеков непанелированной конструкции. Процесс сборки панелированной конструкции заключается в установке узлов, панелей, отдельных деталей в сборочное положение и соединение их между собой в местах стыка. При такой сборке на участок поступают отдельные детали, собранные узлы и панели. Все сборочные единицы, поступающие на сборку, должны быть полностью собраны, обработаны по параметрам стыков, и должны иметь, где это предусмотрено, технологические отверстия и припуски по длине.

На рис. 7.20 показан пример сборки центроплана панелированной конструкции при методе базирования по отверстиям под стыковые болты (по ОСБ).

В данном случае на сборку поступают полностью собранные силовые нервюры 4, лонжероны 1 и 2 и панели 5. В виде отдельных деталей могут поступать штампованные несиловые нервюры 6, кницы 7, компенсаторы, косынки и т.д. Процесс сборки агрегата производится в следующей последовательности:

— в приспособление по ОСБ устанавливаются лонжероны 1, 2 и узлы разъема центроплана с крылом 3;

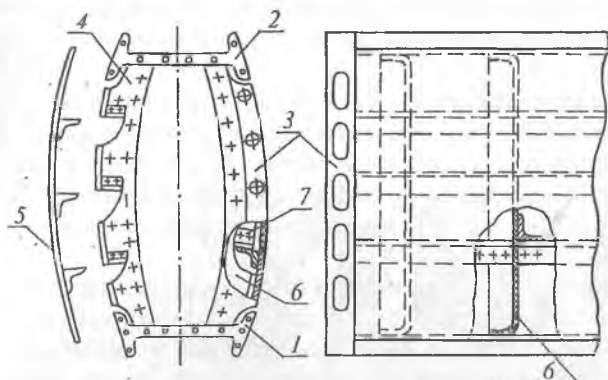


Рис. 7.20. Пример сборки изделия панелированной конструкции:
 1 — нижний лонжерон; 2 — верхний лонжерон;
 3 — узел разъема центроплана с крылом; 4 — силовая нервюра;
 5 — панель; 6 — несилловая нервюра; 7 — кница

— устанавливаются нервюры силовые 4 и несилловые 6 по базам, расположенным на лонжеронах или в сборочном приспособлении;

— соединяются нервюры с лонжеронами 1, 2;

— на каркас, образованный лонжеронами, фитингами, лонжеронами и нервюрами, как на базу устанавливаются панели 5;

— производится соединение панелей с фитингами, лонжеронами и нервюрами при помощи болтов или заклепок.

На рис. 7.21 показана схема сборки фюзеляжа пассажирского самолета. Фюзеляж расчленен на 5 отсеков — Ф-1, Ф-2, Ф-3, Ф-4 и Ф-5, которые, в свою очередь, расчленены на панели, узлы и детали.

Окончательная сборка фюзеляжа производится в стапеле (сборочном приспособлении) общей сборки, в который устанавливают часть уже собранных отсеков, а другая часть отсеков собирается из панелей и узлов непосредственно в этом приспособлении. Отсеки Ф-1, Ф-5, панели и узлы отсеков Ф-2, Ф-3, Ф-4 собираются в специальных приспособлениях, а затем поступают на сборку в стапель общей сборки. Здесь панели и отсеки устанавливаются в требуемое положение, фиксируются и соединяются между собой по стыковым швам.

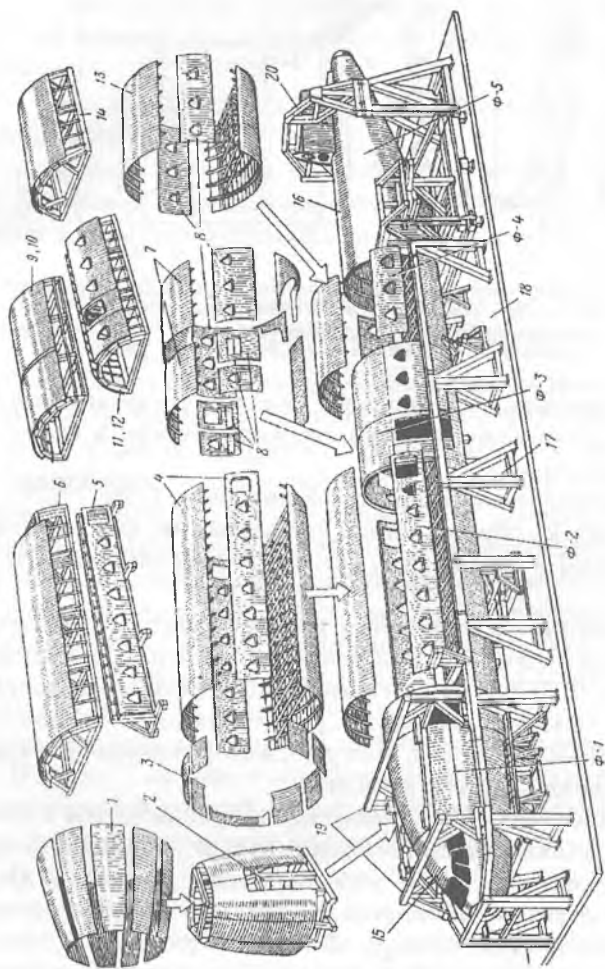


Рис. 7.21. Сборка фюзеляжа самолета панелированной конструкции: 1 — панели Ф-1; 2 — приспособление для сборки Ф-1; 3 и 4 — панели Ф-2; 5 и 6 — приспособление для сборки панелей 3 и 4; 7, 8 и 13 — панели Ф-3 и Ф-4; 9, 10, 11, 12, 14 — приспособления для сборки панелей Ф-3 и Ф-4; 15 — фонарь Ф-1; 16 — отсек Ф-5; 17, 19, 20 — элементы сборочного приспособления; 18 — основание сборочного приспособления

Процесс сборки панелированной конструкции обладает рядом преимуществ перед сборкой непанелированной конструкции:

— снижением цикла сборки в 2—3 раза за счет применения параллельной сборки панелей и узлов, а также возможностью применения механизированного и автоматизированного сверлильно-клепального оборудования;

— снижением удельной трудоемкости (час/кг) в 3—4 раза.

Полную оценку рациональности членения конструкции на отдельные панели и узлы можно сделать, но только после сравнения технико-экономических показателей конструкций с различной степенью панелирования. Причем на эту оценку существенно влияют годовая программа и общий объем производства. Для обоснования преимущества того или иного варианта агрегата на основании расчетов строят графики зависимости потребной площади, стоимости оснастки, трудоемкости и др. факторов в зависимости от годовой программы выпуска изделий.

7.7. Сборка агрегатов из отсеков

Технологический процесс соединения отсеков в агрегат и конструкция стыковочного приспособления зависят от вида соединения отсеков между собой. Последний, как правило, зависит от вида разъема между отсеками. Разъемы бывают конструктивно-эксплуатационные, выполненные при помощи разъемных соединений (болтовых, шарнирных), и технологические, выполненные при помощи клепки или сварки.

Конструктивно отсеки и агрегаты соединяются между собой при помощи фланцевых, телескопических и вильчатых разъемов или стыков (рис. 7.22).

Технологический процесс сборки агрегатов из стыкуемых отсеков зависит от их размеров, веса и конструкции стыков. Рассмотрим в качестве примера технологический процесс сборки фюзеляжа легкого самолета из отсеков, соединенных друг с другом телескопическими стыками (рис. 7.23).

Отсеки фюзеляжа на сборку агрегата поступают в собранном виде и имеют по периметру стыка установочные

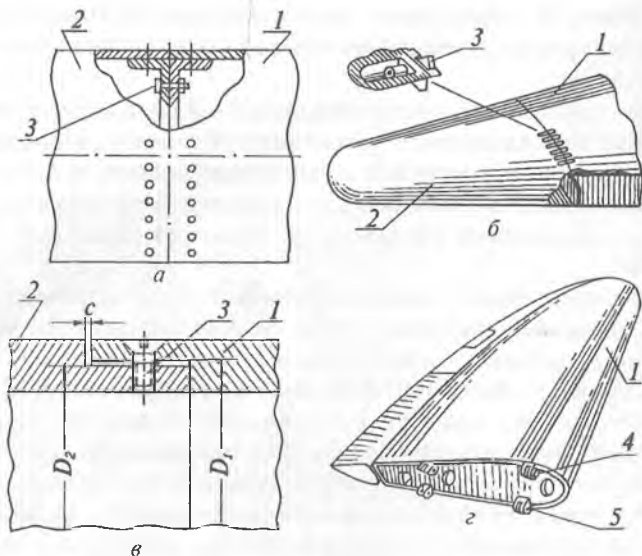


Рис. 7.22. Конструкция стыков при соединении отсеков и агрегатов: а — фланцевый стык при соединении отсеков фюзеляжа; б — фланцевый стык присоединения отсеков крыла; в — телескопический стык; г — вильчатый стык; 1 и 2 — соединяемые отсеки; 3 — стыковые болты (винты); 4 и 5 — стыковые узлы

базовые отверстия (УБО) и направляющие отверстия (НО). УБО сверлятся в деталях стыка (в системе, кратной 50 мм), в приспособлениях для сборки панелей или общей сборки отсеков, и в дальнейшем служат базовыми при сборке отсека и агрегата из отсеков. Направляющие отверстия (НО) служат ведущими отверстиями для сверления отверстий под заклепки.

Приведенные на рис. 7.23 отсеки Ф-3 и Ф-5 имеют УБО и НО для сверления отверстий, УБО — для установки и фиксации отсека в стыковочном стенде.

Сборка фюзеляжа из отсеков производится в специальном стыковочном стенде (рис. 7.24). Стенд имеет неподвижные ложементы 2 и 3, которые перемещаются вдоль стенда при помощи кареток 4 и 5. На всех ложементах имеются кронштейны 6 с отверстиями УБО, в которые вставляются болты при фиксации отсеков в стыковочном стенде.

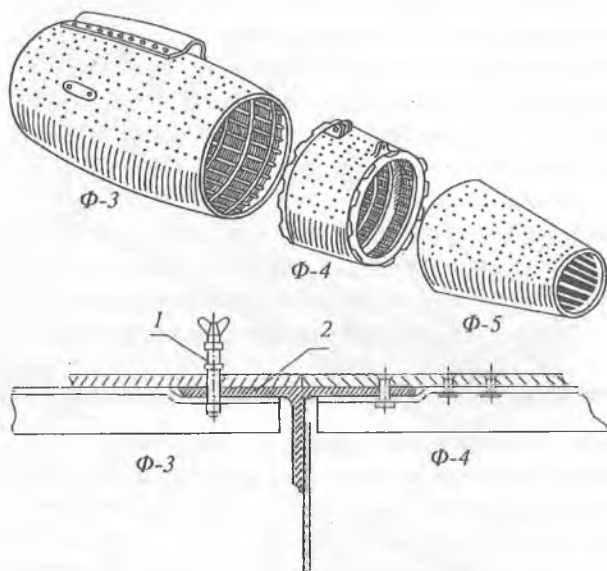


Рис. 7.23. Отсеки фюзеляжа, соединяемые телескопическими стыками: 1 — фиксатор; 2 — стыковой шпангоут в отсеке Ф-4

Сборка агрегата из отсеков Ф-3, Ф-4 и Ф-5 производится в следующей последовательности:

- отсек Ф-4 устанавливается на ложементы 1, фиксируется по УБО и закрепляется лентой 7;
- отсек Ф-3 устанавливается на ложементы 2, фиксируется по УБО и закрепляется лентой 8;
- соединяются отсеки Ф-3 и Ф-4, для чего перемещается каретка 4 до совмещения УБО в Ф-3 с УБО в Ф-4 и в эти отверстия вставляются фиксаторы;
- по НО в отсеке Ф-3 сверлят отверстия под заклепки в шпангоуте отсека Ф-4;
- выполняется клепка.

Точно в такой же последовательности выполняется соединение отсеков следующих Ф-5 с отсеком Ф-4 и т. д.

После сборки агрегата, состоящего из отсеков, он передается на последующий этап сборки и монтажа установленных в нем систем.

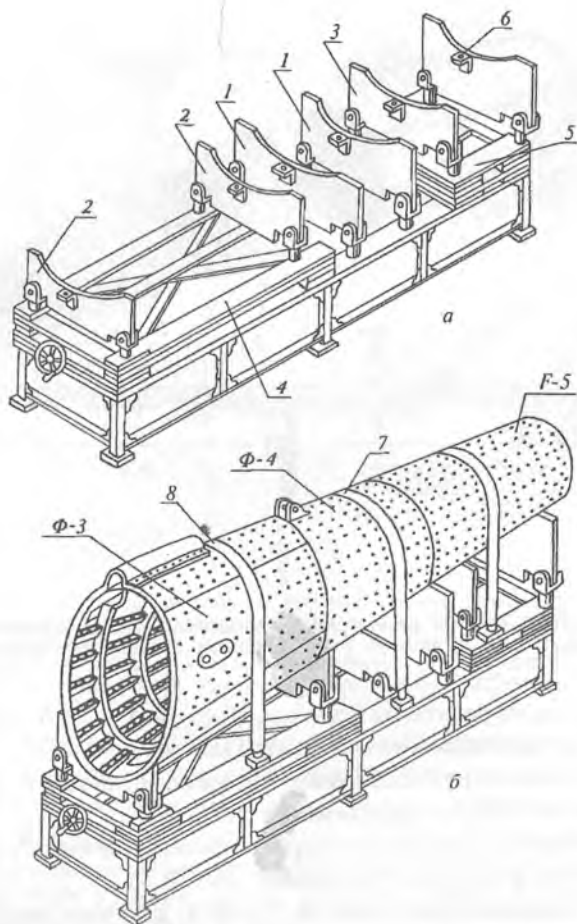


Рис. 7.24. Стенд для сборки-стыковки отсеков в агрегат:
 а — общий вид стыковочного стенда; б — стыковка отсеков;
 1, 2, 3 — ложементы, 4 и 5 — каретки; 6 — кронштейны с
 отверстиями УБО; 7 и 8 — ленты

Технологический процесс стыковки секций с фланцевыми стыками, обработанными в разделочных стендах по плоскости и отверстиям, не требует их совместной разделки и подгонки. Поэтому их соединение может производиться без стыковочных стендов — на тележках и козелках с контролем взаимного положения секций нивелиром.

При сборке агрегата одна из секций, обычно средняя (например, Ф-2), устанавливается на неподвижных, регулируемых по высоте, опорах. К ней в определенной последовательности присоединяются остальные секции, которые обычно установлены на тележках. Сначала производится предварительная стыковка отсеков и крепление их друг с другом технологическими болтами, а затем — контроль правильности установки отсеков фюзеляжа при помощи оптических приборов. После контроля правильности стыковки отсеков производятся окончательные сборка агрегата и контроль его параметров.

7.8. Контроль точности обводов агрегатов

К точности обводов планера современных самолетов предъявляются высокие требования, поэтому отклонения истинных обводов планера от теоретических ограничены очень малыми допусками (табл. 7.1). Контроль обводов поверхностей планера при плазово-шаблонном методе производства заключается в сравнении истинных контуров сечений с эталонными. В качестве эталонных контуров можно принять: шаблон, теоретическую таблицу координат точек контура сечения или математические уравнения линий в данных сечениях.

Величины отклонений полученного обвода от эталонного можно определить различными способами: замером зазора между рубильником сборочного приспособления и поверхностью агрегата; по эквидистантным контршаблонам в контрольно-измерительных приспособлениях, по реперным точкам при нивелировке и др.

Наиболее простым методом является замер отклонений обвода агрегата от обводов рубильников (рис. 7.25). Чтобы замерить в контрольном сечении зазор ΔH между рубильником 2 и любой точкой контура агрегата 3, необходимо в этом месте ввести щуп 1, по толщине которого судят о величине ΔH .

Этот метод контроля обводов недостаточно точен, т.к. при выемке агрегата из сборочного приспособления неизбежна его деформация. Поэтому при изготовлении скоро-

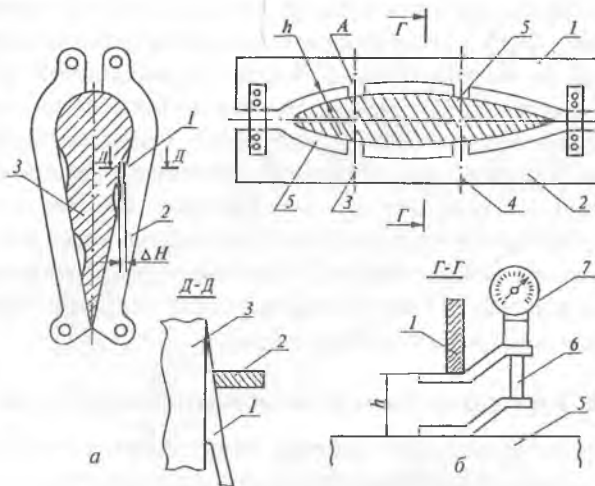


Рис. 7.25. Схемы различных методов контроля точности обводов агрегата: а — контроль обводов в сборочном приспособлении; 1 — щуп; 2 — рубильник; 3 — агрегат; б — контроль по эквидистантным контршаблонам; 1 и 2 — шаблон; 3, 4 — оси лонжеронов; 5 — агрегат; 6 — прибор; 7 — индикаторная головка

стных самолетов таким методом можно пользоваться только для определения местных отклонений (вмятин, углублений обшивки и т.д.).

Контроль обводов эквидистантными шаблонами и значительно точнее контроля в стапеле. За базу для установки контршаблонов 1 и 2 принимают поверхности агрегата (наиболее жесткие участки, например, по осям лонжеронов 3 и 4) (рис. 7.25, б). Эквидистантные контршаблоны выполняются с зазором $h = 5 - 20$ мм относительно контура агрегата 5. При небольших зазорах h измерения проводятся коническим щупом, а при больших — специальным прибором 6 и индикаторной головкой 7.

Контроль обводов агрегата по эквидистантным контршаблонам также имеет ряд недостатков:

- погрешности изготовления базовых поверхностей влияют на результаты замеров всего обвода;

- обводы контролируются только в плоскости расположения контршаблонов в каждом отдельном сечении,

причем точность взаимного расположения различных сечений относительно друг друга не может быть проконтролирована.

Наиболее совершенным является контроль обводов агрегата при помощи контрольно-измерительных приспособлений.

На рис. 7.26 показана схема контрольно-измерительного приспособления для контроля точности обводов киль самолета. Приспособление состоит из каркаса 1, эквидистантных шаблонов 2 и тележки 3. Рама фиксируется в рабочем положении штырями 8 по отверстиям 4. Контролируемый агрегат киль 5 устанавливается и закрепляется на тележке 3 узлами 6, причем агрегат имеет такое же положение в пространстве, какое имел бы, будучи установленным на самолет.

Для контроля обводов киль тележка 3 с установленным на нем агрегатом вводится по рельсам 7 в каркас приспособления и фиксируется в нем штырями 8, вводимыми в отверстия 4.

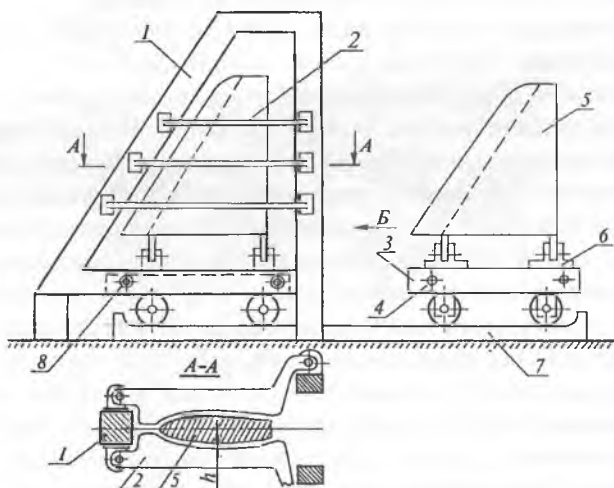


Рис. 7.26. Контрольно-измерительное приспособление для контроля точности обводов киль: 1 — каркас; 2 — шаблон; 3 — тележка; 4 — отверстия; 5 — киль; 6 — узлы; 7 — рельсы; 8 — штыри

Отклонения обводов кия от теоретического контура проверяются путем замера зазоров между эквидистантными шаблонами и поверхностью агрегата. Замер производится прибором, приведенным на рис. 7.25, б.

Точность измерений в контрольно-измерительных приспособлениях составляет $\pm 0,1$ мм. Кроме того, при помощи этого приспособления можно определить величину и направление общей закрутки агрегата.

7.9. Технологический процесс общей сборки самолета

Общей сборкой самолета принято считать процесс, при котором стыкуются и соединяются между собой все отсеки и агрегаты планера самолета, устанавливаются все готовые изделия, полученные с других заводов, например, авиационные двигатели, колеса шасси, пилотажно-навигационные приборы, электро- и радиооборудование и т.д.; заканчиваются монтажи оборудования; регулируются и испытываются все механизмы и бортовые системы; производятся отделочные работы внутри самолета.

На крупных авиационных заводах с большим объемом производства процесс общей сборки делится на предварительную и окончательную с разделением работ по соответствующим цехам. В цехе предварительной сборки производится стыковка отсеков и агрегатов самолета, монтаж силовых установок, монтаж и отработка шасси и некоторых бортовых систем самолета. В цехе окончательной сборки устанавливаются готовые изделия, не установленные в агрегатно-сборочных цехах или в цехе предварительной сборки; выполняется монтаж, регулировка и автономные испытания всех бортовых систем самолета. После окончательной сборки самолет должен быть готовым к комплексным испытаниям и аэродромной отработке всех бортовых систем.

Стыковочные работы при общей сборке проводятся в два этапа: предварительная стыковка агрегатов и нивелировка самолета, окончательная стыковка. Предварительная стыковка делается для проверки положения агрегатов относительно друг друга, крепления их в зафиксиро-

ном положении и совместной обработки стыковочных отверстий и узлов. Предварительная сборка самолета включает в себя:

- стыковку отсеков фюзеляжа;
- стыковку фюзеляжа с центропланом и с гондолами двигателей (если двигатели устанавливаются на фюзеляже);
- навеску шасси;
- стыковку крыла, оперения.

Затем самолет нивелируется и снова все расстыковывается для удаления пыли, посторонних предметов, а также для предварительной окраски отсеков и монтажа.

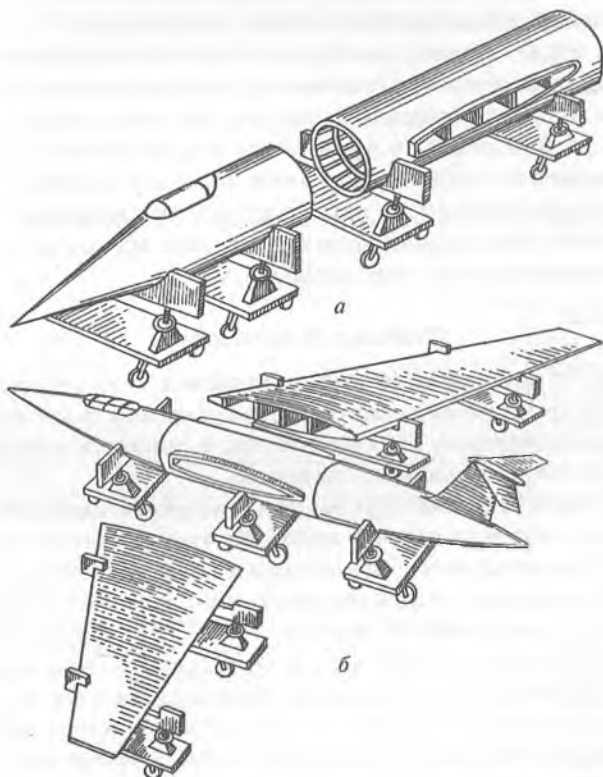


Рис. 7.27. Стыковка секций и агрегатов самолета: *а* — секции фюзеляжа на стыковочных тележках; *б* — фюзеляж и крыло перед стыковкой

На серийных авиационных заводах основным методом организации общей сборки является поточно-конвейерный. При общей сборки легких и средних самолетов движение изделий по поточной линии осуществляется при помощи тележек, движущихся по рельсам или непосредственно по полу цеха. На рис. 7.27 показан пример стыковки секций и агрегатов легкого самолета с использованием стыковочных тележек.

Стыковочные тележки (рис. 7.27) имеют регулируемые по высоте и в горизонтальном направлении опоры (ложементы), что позволяет в процессе стыковки сравнительно легко совмещать плоскости разъема и отверстия под стыковые болты соединяемых отсеков и агрегатов.

При общей сборке тяжелых самолетов использование стыковочных тележек становится затруднительным, поэтому в процессе стыковки используют специальные гидродомкраты и цеховые кран-балки или мостовые краны. Передвижение самолета по линии потока осуществляется на собственных шасси (с технологическими колесами) или на специальных конвейерных тележках при помощи тягачей и такелажных приспособлений.

Нивелировка самолета

Один из этапов общей сборки самолета — нивелировка, цель которой состоит в заключительном контроле точности геометрических параметров всего самолета и регулировке органов управления полетом.

Как известно, геометрические параметры самолета задаются на чертеже общего вида. Значительная часть размеров "привязывается" к основным базовым осям и плоскостям самолета: оси симметрии самолета (ОСС), строительной горизонтали самолета (СГС), строительной плоскости крыла (СПК) и т. д. Отдельные базовые оси в реальном самолете либо не существуют физически, либо отсутствует доступ к ним для измерительных средств. Поэтому на основе чертежа общего вида разрабатываются специальные нивелировочные чертежи или нивелировочно-регулируемые схемы, которые являются основным документом для контроля правильности взаимного расположения частей самолета.

На нивелировочном чертеже геометрические параметры выражены через координаты положения специальных реперных точек, нанесенных на поверхности агрегатов самолета. Координаты реперных точек определяют на основании геометрических расчетов по проекциям реперных точек на горизонтальную и вертикальную плоскости. Полученные значения уточняют с учетом массы и жесткости конструкции агрегатов самолета. Координаты реперных точек определяют по плазу в собственной системе координат каждой зоны. Затем эти координаты пересчитывают в единую систему координат. Конечной целью вычисления являются данные по относительному расположению точек, оформленные в виде таблиц, прилагаемых к нивелировочным чертежам. В качестве примера приведена табл. 7.5 нивелировочных данных самолета ИЛ-76.

Таблица 7.5

Нивелировочные параметры самолета ИЛ-76 с учетом веса конструкции и двигателей

Наименование агрегата и определяемых параметров		Наименование размера	Размер по чертежу с учетом веса конструкции и двигателя, мм
1		2	3
	Установка самолета в линию полета	Превышение т. 2 над т. 3 Превышение т. 2 пр. над т. 2 лев.	1 ± 3 0
	Проверка установки самолета в линию полета	Превышение т. 9 пр. над т. 9 лев. Превышение т. 4А над т. 3 Превышение т. 2 над т. 1 Превышение т. 2 над т. 1А	0 ± 8 2190 ± 4 1502 ± 4 2585 ± 4
Крыло	Установка крыла по углу установки	Превышение т. 7 над т. 8	153 ± 9
		Превышение т. 9 над т. 10	46 ± 7
		Превышение т. 12А над т. 11А	36 ± 6
		Превышение т. 12 над т. 11	57 ± 5
		Превышение т. 14 над т. 13	38 ± 4

	Поперечное "V"	Превышение т.7 над т.9 Превышение т.7 над т.13 Превышение т.11А над т.13 Превышение т.13 пр. над т.13 лев.	38 ± 4 219 ± 6 1310 ± 22 805 ± 13 0 ± 28
	Установка крыла по высоте	Превышение т.7 над т.2	2219 ± 19
Киль	Угол установки киля	Превышение т. 20 над т.19 Превышение т. 20 над т.21	60 ± 6 53 ± 6
	Завал киля	Превышение т, 20 над т. 21	17 ± 6
Стабилизатор	Установка по высоте	Превышение т.15 над т. 3	10650 ± 9
	Угол установки	Превышение т.16 над т.15 Превышение т.18 над т.17	35 ± 7 18 ± 4
	Поперечное "V"	Превышение т.17 над т.15 Превышение т.17 пр. над т.17 лев.	74 ± 16 0 ± 45
	В плане	Разность между замерами от ОСС до точек 15 пр. и 15 лев.	до 5
Внешний двигатель	По высоте	Превышение т.9 пр. над т.25 лев.	2123 ± 12
		Превышение т.9 пр. над т.25 пр.	2123 ± 12
		Превышение т.9 лев. над т.25 лев.	2123 ± 12
		Превышение т.9 лев. над т.25 пр.	2123 ± 12
Угол установки	Превышение т.26 лев. над т.25 лев.	12 ± 7	
Поперечная закрутка	Превышение т.25 пр. над т.25 лев.	8 ± 20	
	Превышение т.25 лев. над т.25 пр.	8 ± 20	
Расстояние от оси симметрии самолета до оси симметрии мотогондолы			10600 ± 20
Внутренний двигатель	По высоте	Превышение т.9 пр. над т.29 лев.	1893 ± 15
		Превышение т.9 пр. над т.29 пр.	1896 ± 15
		Превышение т.9 лев. над т.29 пр.	1893 ± 15
		Превышение т.9 лев. над т.29 лев.	1896 ± 15
	Угол установки	Превышение т.30 лев. над т.29 лев.	16 ± 15
	Поперечная закрутка	Превышение т.29 лев. над т.29 пр.	5 ± 20
Превышение т.29 пр. над т.29 лев.		5 ± 20	
Расстояние от оси симметрии самолета до оси симметрии мотогондолы			6350 ± 15

Реперные точки наносят на поверхности агрегатов самолета в процессе их сборки в стапелях при помощи специальных втулок. Реперные точки выполняют в виде кернов или отверстий с резьбой и маркируют либо красными кругами диаметром 30 мм, либо другими специальными условными знаками. Например, маркировка реперных точек самолета ИЛ-76 представляет собой круг диаметром 40 мм, на желтом фоне которого черной краской наносится стрелка. Острые стрелки должно совпадать с центром нивелировочной точки. Знак наносится эмалью АС-1115 (желтой и черной); стрелка направлена по полету. Эти точки располагают так, чтобы была возможность определить вертикальные и горизонтальные линейные размеры с помощью оптических приборов и универсальных измерительных средств (рис. 7.28).

В процессе нивелировочных работ реперные точки используют как измерительные базы, которые позволяют определить действительное положение агрегатов самолета относительно его базовых осей. После определения величин превышения соответствующих точек относительно друга, эти величины сравнивают с допустимыми значениями, заданными в таблицах нивелировочных чертежей. Результаты нивелировки самолета заносят в его нивелировочный паспорт.

Если значения превышений (табл. 7.5) выходят за поля допусков, то вопрос передачи готового самолета в эксплуатацию рассматривается представителями Генерального конструктора и Заказчика.

На рис. 7.29 приведена нивелировочно-регулирующая схема самолета ИЛ-76.

В процессе общей сборки при стыковке агрегатов или отсеков необходимо обеспечить не только требуемое (по данным нивелировочно-регулирующей схемы) взаимное их положение, но и совпадение центров отверстий под стыковые болты, совпадение осей трубопроводов внутренних коммуникаций различных систем.

Кроме нивелировки полностью собранного самолета в цехе общей сборки производятся также нивелировочные работы по установке и регулировке положения различ-

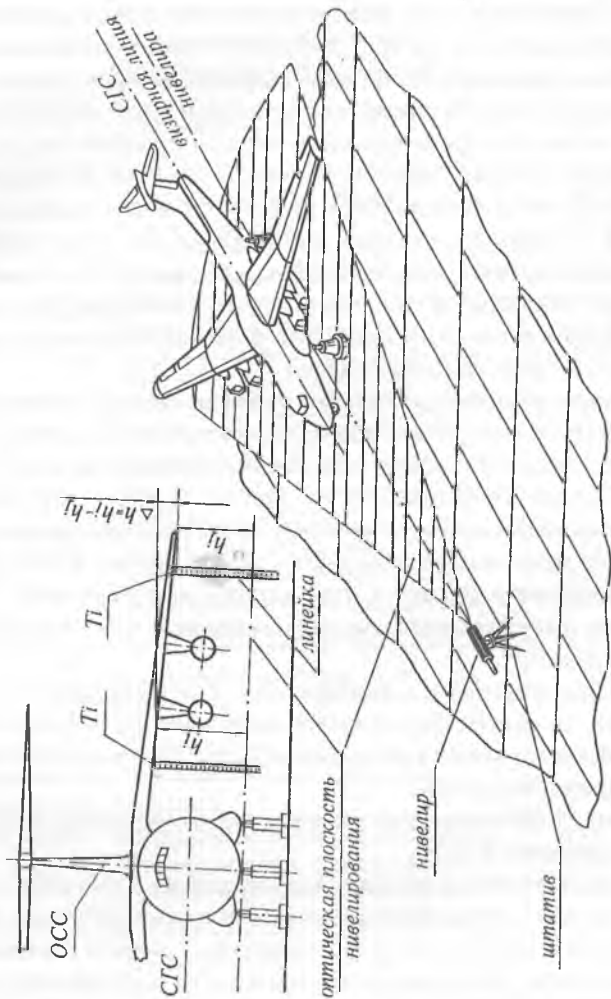


Рис. 7.28. Общая схема процесса нивелировки

ных агрегатов самолета. На рис. 7.30 показана схема нивелировки при регулировании положения реактивного двигателя относительно фюзеляжа.

Положение оси двигателя в горизонтальной плоскости проверяют по теодолиту 1. Условием правильного положения оси двигателя 3 будет совмещение на одной прямой контрольных ориентиров 2, расположенных на фюзеляже и двигателе. При просмотре ориентиров оптическая часть теодолита поворачивается в вертикальной плоскости.

Положение оси двигателя в вертикальной плоскости проверяется нивелиром 4, установленным на полу цеха. Превышение одной точки над другой проверяется прикладыванием масштабной рейки 5 к реперным (нивелировочным) точкам на фюзеляже и двигателе. Величины превышения сравнивают с величинами, указанными в табл. 7.5 к нивелировочно-регулирующей схеме. Правильного положения оси двигателя добиваются при помощи регулируемых подкосов или стержнями 9 рамы двигателя.

Монтаж шасси производят в агрегатно-сборочных цехах или на общей сборке самолета. Для тяжелых самолетов принято производить монтаж и отработку шасси в цехе общей сборки.

В монтаж шасси входят следующие операции: постановка механизма уборки, присоединение проводок управления, комплексная проверка и регулирование всей установки; открытие и закрытие створок; выпуск и подъем шасси; работа тормозной системы и сигнализации.

Монтаж систем управления самолетом включает в себя прокладку жестких и тросовых тяг; установку командных органов управления (штурвалов, педалей, рукояток, секторов); соединение тяг с исполнительными и командными органами, регулирование кинематических схем и контроль работы полностью смонтированной системы.

После монтажа тросовых проводок управления элеронами, оперением или замками шасси проверяются величина предварительного натяжения троса (при помощи динамометра), величина силы трения, жесткость системы управления по отклонению штурвала и педалей в обе стороны.

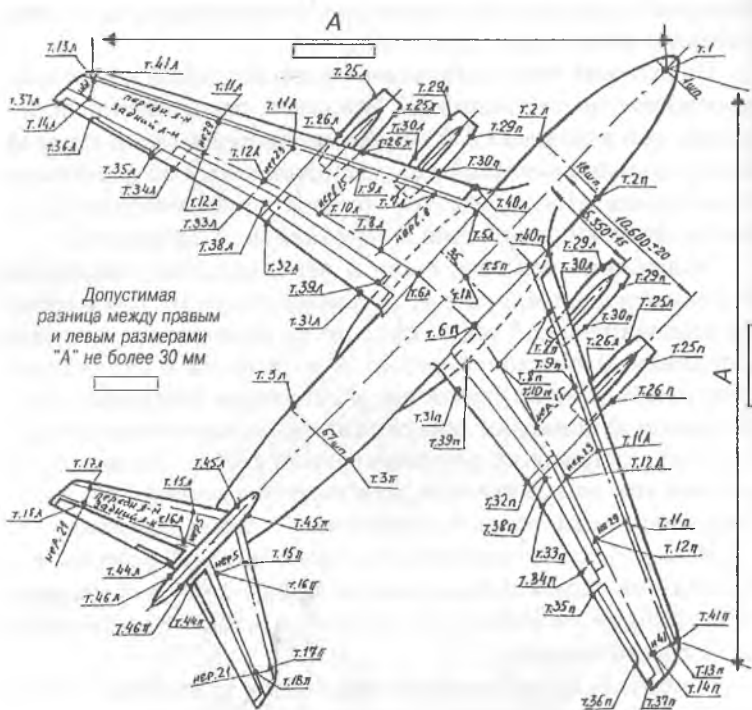


СХЕМА ЗАМЕРОВ

по рулям направления,
высоты, сервокомпенсатору,
триммерам и флетнеру

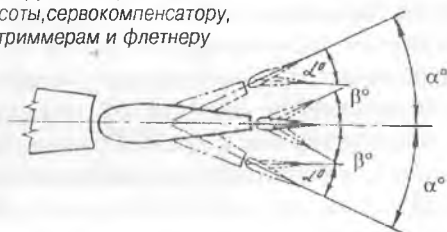


Рис. 7.29. Нивелировочно-регулируемый

Нивелировка киля

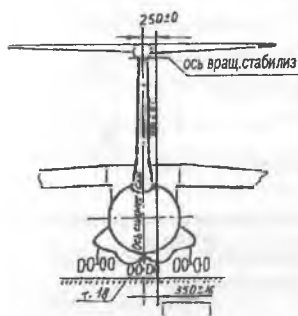


Схема замеров по предкрылкам

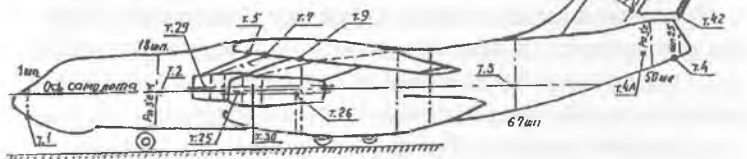
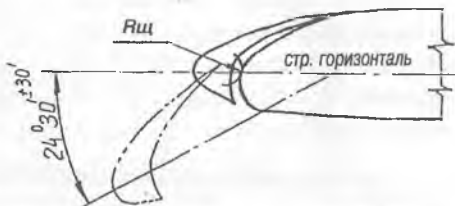


СХЕМА ЗАМЕРОВ
по электронам, триммерам
и сервокомпенсаторам

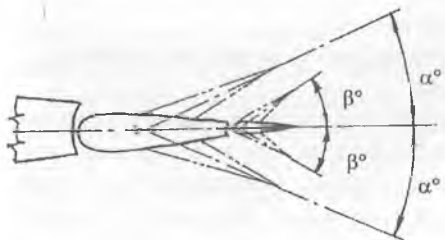


Схема замеров по закрылкам,
спойлерам и щиткам



Углы
отклонения основного
звена закрылков ланы
по полету

Замеры углов производить
в вертикальной плоскости
проходящей через
нивелировочную точку

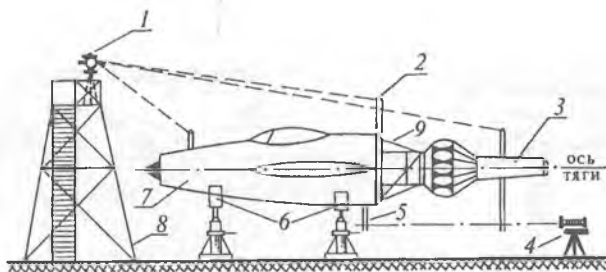


Рис. 7.30. Схема нивелировки при регулировании положения оси двигателя в горизонтальном положении: 1 — теодолит; 2 — контрольные ориентиры; 3 — двигатель; 4 — нивелир; 5 — масштабные рейки; 6 — регулируемые опоры; 7 — секция фюзеляжа; 8 — вышка; 9 — регулируемые стержни

После окончания монтажа системы управления самолетом регулируют кинематику системы и затем проверяют:

- усилия, необходимые для приведения в действие механизма, и величину потребляемой энергии;
- линейные и угловые перемещения;
- синхронность движений управляющего и управляемого органа;
- отсутствие люфтов;
- синхронность действия механизмов, работающих одновременно и параллельно;
- время действия механизма;
- безотказность действия системы или механизма;
- работу сигнализации.

При контроле указанных параметров привод системы может работать от пневматических, гидравлических или электрических источников энергии, подводимой от специальных наземных стендов или же от бортовых источников. Контроль осуществляют при помощи приборов наземных стендов или приборов самолета (манометрами, вольтметрами, амперметрами и т.д.).

После окончания регулирования всей системы управления выполняется неоднократное срабатывание отдельных элементов или всей системы, проверяется надежность и безотказность их действий.

Гидрогазовые системы самолета после монтажа промывают и испытывают на герметичность и функционирова-

ние согласно техническим условиям, установленным для данной системы. Систему высокого давления испытывают на герметичность в два этапа:

- под давлением 0,25 МПа в общецеховых условиях;
- окончательные испытания при давлениях 3, 15 и 30 МПа в специально отведенном помещении или в общецеховых условиях со специальным ограждением (после окончания работы основной рабочей смены).

Давление при испытаниях поднимают и снижают ступенчато, контролируя герметичность на каждой ступени.

При общей сборке также проверяют качество металлизации всей системы, определяя величину всех переходных сопротивлений.

Монтаж электро- и радиосистем заключается в установке на борту самолета источников энергии, потребителей тока, распределительных, управляющих и контрольных органов, электро- и радиожгутов. После прокладки жгутов их присоединяют к аппаратуре и агрегатам, установленным на борту, и проводят контроль. В первую очередь проверяются жгуты путем "прозвонки" цепей. При помощи специальных приборов проверяется правильность прокладки и присоединения проводов, отсутствие обрывов или замыканий, а также измеряется сопротивление изоляции. После проверки цепей электрожгутов проводят испытание и отработку отдельно взятых систем под напряжением.

Для монтажа и испытаний бортовых систем самолета цехи общей сборки оборудуются большим числом специальных стендов: для испытания на герметичность; для опрессовки; для отработки шасси, тормозов, закрылков, радиооборудования; для проверки электроцепей и т. д.

7.10. Современные способы производства авиационной техники

Развитие компьютерной техники и совершенствование программного обеспечения позволили коренным образом изменить принципы производства летательных аппаратов.

Создание комплексных систем проектирования и производства (CAD/CAM), таких как CATIA и Юниграфикс, а

также дальнейшее совершенствование станков с ЧПУ позволяют решить ряд самых главных проблем производства авиационной техники:

- исключить необходимость проведения плазовой увязки узлов, агрегатов и всего самолета в целом;

- исключить накопление погрешностей в процессе переноса размеров, присущее плазово-шаблонному методу производства;

- упростить процесс подготовки и создания программного обеспечения для станков с ЧПУ;

- механизировать проведение контроля оснастки и готовых изделий путем использования высокоточного контрольно-измерительного оборудования.

Главным преимуществом систем проектирования САТІА и Юниграфікс в отличие от других является то, что они охватывают весь диапазон производства, начиная от проектирования до контроля готовой продукции. На базе этих разработок стало возможным создание комплексной системы производства, в результате которой появилась возможность в процессе проектирования производить все работы в единой системе координат для каждого объекта и создавать математическую модель поверхности и составляющих его деталей, при этом одновременно осуществлять сборку их в единое целое. Конструктор с самого начала может наблюдать взаимодействие между составляющими элементами (зазоры, натяги, поверхности контакта) не только в статике, но и в динамике.

В системе САТІА создание математической модели производится в системе координат, удобных для конструктора, а модель при этом остается жестко привязанной к первоначальным осям системы. В дальнейшем это необходимо для сборки отдельных деталей в единое целое. Визуальное представление созданного объекта обычно реализуется в виде проволочной модели, изображающей грани поверхностей. Это делается для сокращения объема используемой видеопамяти компьютера. Создание требуемого объема производится традиционными методами:

- вытягиванием заданного замкнутого профиля;

- вращением заданного профиля;

- по заданным проекциям;

— сложением из простых объемных примитивов типа: куб, призма, цилиндр, конус, шар, кольцо и т. д.

При этом каждый созданный объект имеет изначально заданные и впоследствии зафиксированные габариты, объем, положение относительно начальной системы координат. Для упрощения и обогащения зрительного восприятия существует функция, представляющая проволочную модель в виде объемного трехмерного тела, которое можно рассматривать в любом масштабе, вращать, передвигать и копировать. Созданные объекты можно складывать в единое тело, вычитать один из другого, разрезать, отражать, снимать с кромок фаски или скруглять их заданным радиусом.

Указанные выше математические модели поверхности после их создания рассматриваются как твердые тела, а сборочный чертеж узлов производится путем объединения деталей в сборку. Существующее программное обеспечение позволяет выделять детали различным цветом, а создание многоуровневого чертежа (САТІА позволяет иметь до 250 уровней) располагать различные детали на различных уровнях. Математический аппарат позволяет манипулировать деталями как твердыми телами, то есть всегда существует возможность проверить их взаимное положение, определить точки и поверхности контакта, возникающие натяги (взаимное проникновение одной детали в другую), замерить зазоры. Все эти действия можно проводить не только в статическом состоянии входящих деталей относительно друг друга, но и в динамике. При задании взаимного перемещения можно моделировать функционирование и работу будущего механизма.

Впервые компанией Боинг при использовании только лишь одной системы САТІА спроектирован и изготовлен самолет "Боинг-777". Все чертежи самолета, их взаимная увязка, расчеты на прочность, проектирование всего технологического оснащения, а также управляющие программы для станков с ЧПУ и контрольно-измерительных машин созданы при использовании именно этой системы.

Применение данной системы позволило отказаться от привычного чертежа как основного источника и средства хранения информации. Преобразование твердотельных

объектов в привычные для производства рабочие чертежи сводится к заданию необходимых проекций и вывод их на лист чертежа, для чего конструктору необходимо только указать эти проекции и сечения. На этих листах конструктор указывает расположение необходимых для производства размеров, назначает степень точности (допуска), указывает на требования, предъявляемые к обработке поверхностей и к изготовлению, выбирает материал, заполняет спецификацию и дает наименование видов и сечений. Числовые величины размеров берутся с математической модели. Эта связь существует постоянно и любое изменение в математической модели автоматически приводит к изменению размеров чертежа. Распечатанный чертеж для удобства представления исполнителем кроме сечений имеет изометрическое изображение детали или сборочной единицы. При этом чертеж на бумаге распечатывается только для выполнения конкретной работы и подлежит уничтожению после ее завершения.

Математическая модель используется в дальнейшем в процессе решения прикладных задач проектирования, таких как расчет на прочность, определение центра тяжести и массы деталей и сборок. В решении задачи расчета на прочность наличие твердотельной модели объекта сокращает сроки выполнения расчетов. Конструктору нужно только задать необходимые условия (расположение и тип опор, нагрузки, свойства материала). При этом наглядно показываются распределение нагрузок и возникающие под их воздействием деформации.

Работу конструктора оснастки можно проиллюстрировать следующим примером. Получив задание на проектирование сборочного приспособления, он переносит в свой рабочий файл твердотельную модель заданного агрегата. Используя готовые поверхности агрегата, проектирует фиксирующие узлы приспособления, последующую их связь несущей рамой. При этом есть возможность проиграть весь процесс установки и последующего снятия сборочных единиц, оценить удобство работ и подходы для исполнителя, т. е. исключить возможность ошибок в задании опорных поверхностей или взаимного натяга сборочного приспособления и собираемого агрегата.

При проектировании штампа или приспособления для наклейки задача проектирования предельно упрощена благодаря наличию твердотельной модели и сводится к отражению детали на поверхность приспособления. Ошибка в задании рабочей поверхности приспособления при этом исключается.

В процессе изготовления и контроля деталей и узлов математическая модель используется для создания управляющих программ для станков с ЧПУ. Прикладные программы, объединенные в систему, позволяют полностью моделировать процесс обработки с использованием заданного инструмента. Применяемые способы контроля готовой продукции на контрольно-измерительных машинах позволяют производить сравнение измеряемых размеров с имеющейся математической моделью и сразу выдавать величины отклонений.

Как уже говорилось выше, первым крупным объектом, при создании которого были использованы все возможности системы (CAD/CAM) CATIA, стал самолет "Боинг-777". Для полномасштабного функционирования системы только на заводе фирмы в Эверете (штат Вашингтон) установлено 26 000 вычислительных устройств, из которых 7000 являются конструкторскими рабочими местами, при этом все они объединены в единую систему. Работа в единой системе такого большого количества пользователей стала возможной только благодаря использованию функции, жестко регламентирующей право доступа каждого пользователя к единой базе данных. Конкретный исполнитель производит работу в своем рабочем файле и после определенных регламентированных процедур согласования его модель или чертеж получает разрешение на запуск в производство и включается в единую базу данных. Пользователи имеют право только брать из единой базы данных информацию, но любые изменения они могут производить только в своей копии, хранящейся в личном рабочем файле. При этом каждый исполнитель имеет право доступа к информации, содержащейся в рабочих файлах своих коллег, но не имеет право изменять ее.

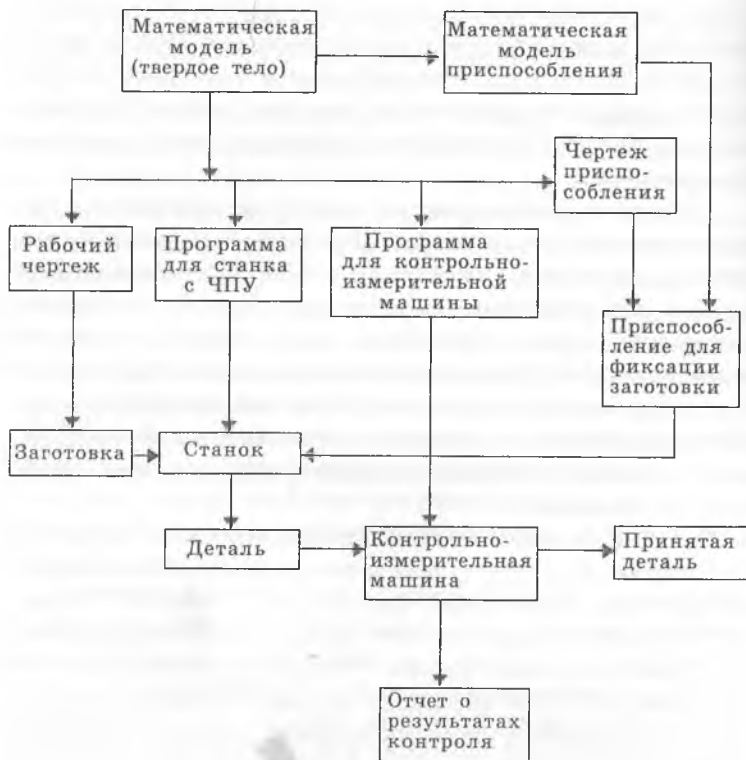


Рис. 7.31. Схема увязки для проведения фрезерных работ с использованием системы CATIA

При изготовлении самолета впервые фирма Боинг отказалась от использования плазов и построения объемного макета фюзеляжа самолета, используемого для проведения проверки увязки элементов каркаса и макетирования систем самолета. Все заготовительно-штамповочная, механо-обработочная, выклеечная, сборочная и контрольная оснастки спроектированы по указанной системе. Принятый способ позволяет осуществлять широкую международную кооперацию в процессе производства этого самолета, в которой участвуют фирмы Японии, США, Канады, Великобритании. При этом сборка производится на заводе компании

Вониг в Эверете. Все вопросы, которые появляются в процессе сборки и последующей стыковки компонентов самолета, решаются на этапе проектирования путем введения разумной конструктивной компенсации в местах сочленения, учитывающей погрешности используемого метода изготовления узлов и агрегатов. В то же время включение в систему и применение высокоточных станков с ЧПУ и современных методов контроля полностью не исключают традиционных способов производства и контроля. Они применяются даже в тех случаях, когда использовать это оборудование экономически нецелесообразно. Традиционные способы производства с использованием шаблонов и контрольных приспособлений задействованы в тех случаях, когда необходим контроль большого количества одинаковых деталей в заготовительно-штамповочном производстве, при производстве простого оснащения, деталей из композиционных материалов. Во всех этих случаях первоисточником информации, а, следовательно, основой для изготовления и контроля оснастки и готовой продукции остается математическая модель, сформированная на основе единой базы данных.

В качестве примера на рис. 7.31 показана схема увязки для проведения фрезерных работ.

Глава 8

СБОРОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

8.1. Общие понятия

Серийному производству новых самолетов предшествует большой комплекс подготовительных работ.

В технологической подготовке серийного производства значительное место по объему труда, затратам материальных средств и длительности цикла занимают работы по проектированию и изготовлению сборочных приспособлений. Это обусловлено тем, что большинство сборочных единиц самолета собирается в сборочных приспособлениях.

Сборочное приспособление — это устройство, в котором устанавливаются во взаимно правильное положение сборочные единицы, входящие в объект сборки, затем они

фиксируются в этом положении и соединяются с заданной степенью точности.

На рис. 8.1 изображен внешний вид сборочного приспособления (стапеля) для сборки характерной самолетной конструкции.

Сборочные приспособления, с одной стороны, обеспечивают сборку узла, панели, отсека и агрегата с заданной точностью, с другой — взаимозаменяемость и высокую производительность труда на сборочных работах.

В связи с непрерывным ростом требований к точности и взаимозаменяемости элементов конструкции самолета, увеличением производительности сборочных работ повышаются и технические требования к сборочным приспособлениям. К основным требованиям относятся:

1. Обеспечение заданной точности сборки сборочных единиц в течение всего периода эксплуатации сборочного приспособления.

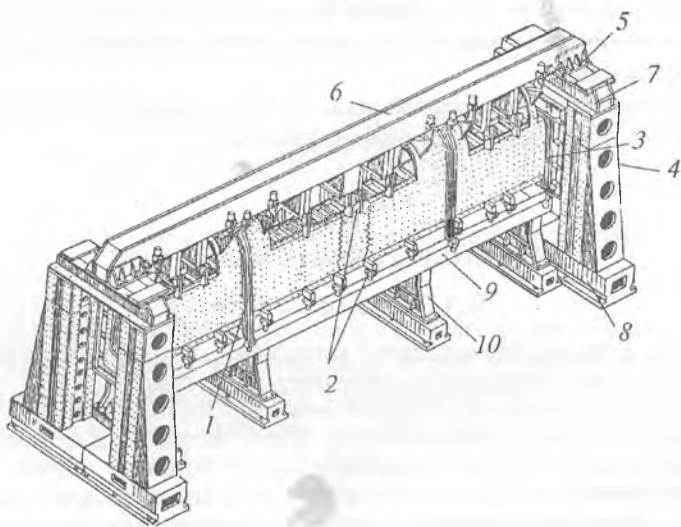


Рис. 8.1. Приспособление для сборки кессона центроплана:
1 — рубильники, определяющие внешние обводы кессона;
2 — фиксаторы, определяющие положение лонжеронов;
3 — монтажная плита узла стыка; 4 — колонна;
5 — кронштейн; 6 — верхняя балка; 7 — поперечная балка;
8 — основание; 9 — нижняя балка; 10 — стойка

2. Неизменность положения базовых элементов сборочного приспособления и надежность фиксации собираемых элементов в течение всего периода эксплуатации приспособления.

3. Постоянство заданных размеров независимо от колебаний температуры в сборочных цехах.

4. Использование в конструкции приспособления возможно большего количества стандартизованных и нормализованных элементов для сокращения срока их проектирования и изготовления.

5. Выбор рациональных размеров приспособлений в целях экономии площадей цеха и снижения металлоемкости.

6. Обеспечение свободных подходов к объектам сборки, нормального освещения, минимального времени на фиксацию и расфиксацию собираемой конструкции, удобства выполнения всех сборочных операций.

7. Соблюдение техники безопасности на всех этапах изготовления самолета.

8.2. Классификация сборочных приспособлений

Основными классификационными признаками сборочных приспособлений являются технологические и конструктивные признаки.

Технологические признаки:

1. Вид сборочной единицы:

- для сборки отсеков и агрегатов;
- для сборки панелей;
- для сборки узлов.

2. Характер выполняемой работы:

- сборка;
- разделка отверстий;
- фрезерование плоскостей стыков;
- нивелирование;
- контроль.

Конструктивные признаки:

1. По универсальности конструкции:

— специальные (для сборки одной какой-либо сборочной единицы, например, Ф-1, Ф-2, СЧК, центроплан и т. д.);

— специализированные (для сборки однотипных по конструктивно-технологическим признакам изделий, например, нервюры, шпангоуты, стенки и т.д.).

2. По возможности настройки конструкции:

- неразборные;
- сборно-разборные;
- регулируемые;
- нерегулируемые;
- с наладками.

3. По степени унификации конструкции:

- уникальные;
- унифицированные и нормализованные.

8.3. Конструкция сборочных приспособлений

Типовые сборочные приспособления состоят из основных и вспомогательных элементов.

1. Основные элементы:

- а) несущие (каркас приспособления);
- б) установочные;
- в) фиксирующие и зажимные.

2. Вспомогательные элементы:

- а) механизации;
- б) хранения;
- в) передвижения;
- г) энергоснабжения;
- д) обслуживания.

Каркас сборочного приспособления связывает все элементы приспособления в единое целое. Основными частями каркаса являются колонны, стойки, основания, балки, кронштейны и т.д. Каркас сборочного приспособления непосредственного соприкосновения с собираемым изделием не имеет. Основное требование к элементам каркаса — высокая степень жесткости.

Колонны и стойки сборочного приспособления изготавливают из чугуна. Балки изготавливаются в основном из стального проката, так как они несут сложные переменные, а иногда и ударные нагрузки. В конструкцию

сборочного приспособления может входить от одной до пяти и более балок.

Основания и фундаментные плиты служат опорами для колонн и устанавливаются на специальную бетонную подушку или непосредственно на пол цеха.

Кронштейны бывают различных конструкций и служат для связывания балок с колоннами (стойками) и установки на них всех других элементов приспособления.

Установочные элементы сборочного приспособления являются промежуточными звеньями между каркасом и фиксирующими элементами приспособлений и служат базой для установки фиксаторов. Установочные элементы не имеют непосредственного соприкосновения с элементами собираемых изделий. Типовые конструкции установочных элементов сборочных приспособлений приведены на рис. 8.2.

Фиксирующие и зажимные элементы сборочных приспособлений определяют и фиксируют сборочные единицы в требуемом положении, т.е. они находятся в непосредственном соприкосновении с элементами собираемой конструкции, влияют на точность и взаимозаменяемость сборочной единицы. Поэтому к точности расположения фиксирующих и зажимных элементов в сборочном приспособлении предъявляются повышенные требования.

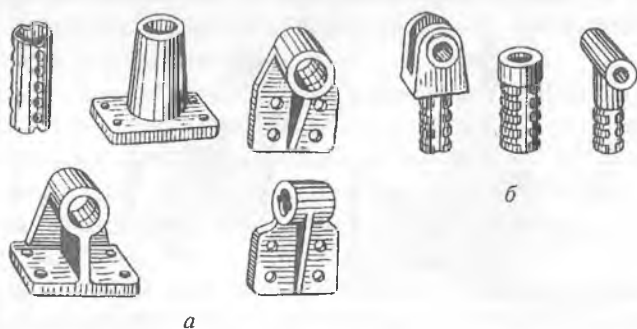


Рис. 8.2. Установочные элементы сборочных приспособлений:
а — кронштейны и стаканы для установки фиксаторов;
б — вилки и втулки фиксаторов

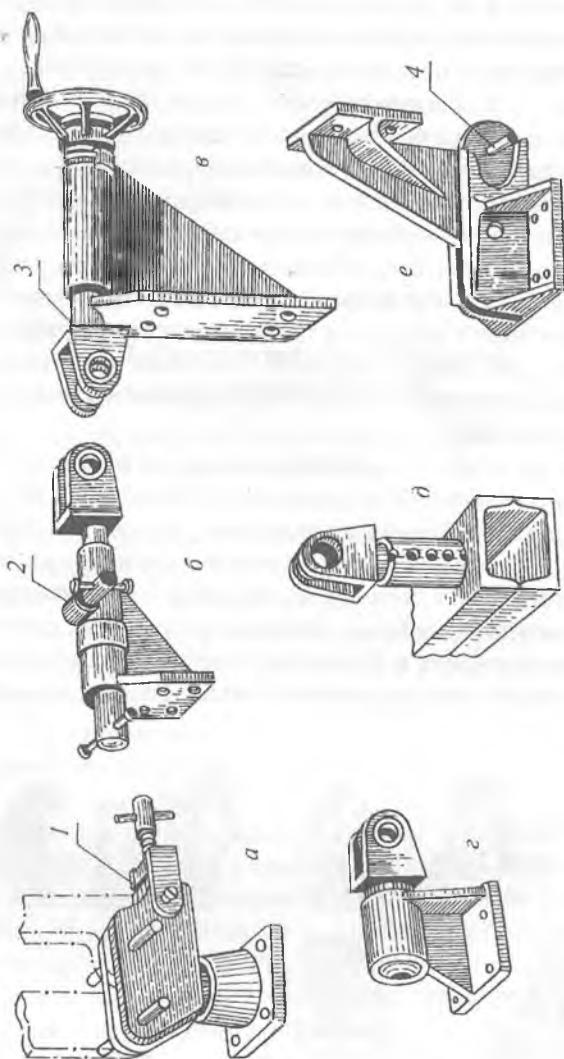


Рис. 8.3. Фиксирующие и зажимные элементы сборочных приспособлений: *a* — фиксаторы с винтовым поджимом *1*; *б* — выдвижной фиксатор с тангенциальным зажимом *2*; *в* — выдвижной фиксатор с винтовым стержнем *3*; *г* — неподвижный фиксатор, закрепленный в кронштейне; *д* — неподвижный фиксатор, установленный в станке; *е* — откидной фиксатор, закрепленный в рабочем положении штырем *4*

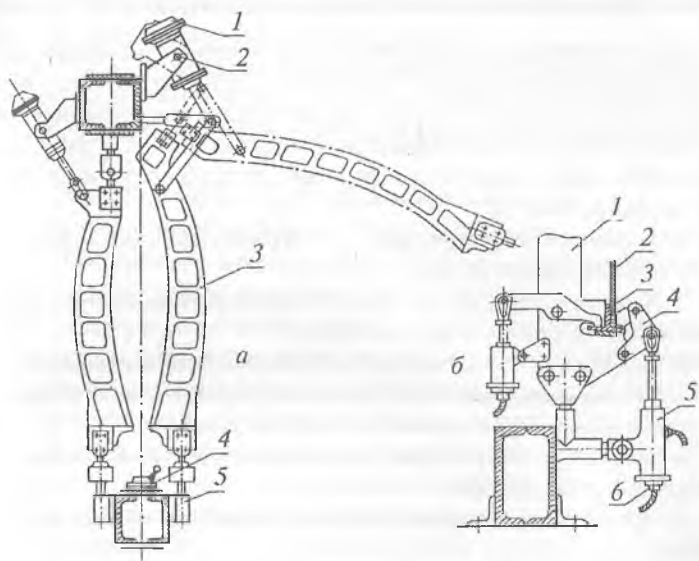


Рис. 8.4. Примеры оснащения сборочных приспособлений средствами механизации: а — гидроподъемники для подъема рубильников: 1 — гидроподъемник; 2 — кронштейн; 3 — рубильник; 4 — фиксатор; 5 — стакан; б — гидравлический зажим: 1 — ложемент; 2 — стенка лонжерона; 3 — пояс лонжерона; 4 — прижим; 5 — гидроцилиндр; 6 — штуцер

На рис. 8.3 показаны некоторые типы фиксирующих и зажимных элементов. Важнейшими фиксаторами, образующими форму внешних обводов самолета, являются рубильники и ложементы.

Сборочные приспособления могут быть оснащены различными средствами механизации, к которым относятся: разделочные головки, клепальные автоматы АКН-3, кондукторные плиты, сверлильные и фрезерные агрегаты, гидроподъемники для рубильников, гидравлические зажимы (рис. 8.4) и т.д.

Механизация приспособлений сокращает время подготовки их к работе: облегчает физический труд сборщиков и ускоряет сборочные работы. В результате повышается производительность труда и снижается цикл изготовления изделий.

8.4. Проектирование сборочных приспособлений

На конструкцию сборочного приспособления влияет целый ряд факторов: конструктивно-технологические особенности собираемого изделия; методы и средства обеспечения взаимозаменяемости заготовительной и сборочной оснастки; вид главной базирующей поверхности изделия; метод базирования.

Исходными материалами для проектирования сборочных приспособлений являются:

1. Конструктивные чертежи собираемого изделия и технические требования к его сборке.

2. Карты технологического процесса сборки изделия.

3. Технические условия для проектирования сборочных приспособлений, где должны быть указаны:

— основные сборочные базы и фиксируемые элементы собираемого изделия;

— требуемая степень точности размеров и обводов изделия;

— сопрягаемые элементы собираемого изделия;

— положение собираемого изделия в приспособлении;

— методы обеспечения взаимозаменяемости;

— направление и средства выема готового изделия из приспособления;

— номенклатура вспомогательной оснастки.

4. Альбом чертежей стандартных и нормализованных деталей, узлов и типовых компоновок нормализованных приспособлений.

Процесс проектирования сборочных приспособлений может быть выстроен в следующей последовательности:

1. По конструктивным чертежам изучаются особенности конструкции сборочной единицы.

2. Изучается технологический процесс сборки.

3. Выбирается метод базирования.

4. Выбирается метод монтажа приспособления.

5. Делается предварительный выбор компоновки сборочного приспособления.

6. Выбираются основные базовые оси чертежа сборочного приспособления.

7. Вычерчиваются основные контуры изделия и контуры фиксируемых деталей.

8. Определяются направление и способ выемки изделий из сборочного приспособления.

9. Вычерчиваются основные фиксаторы приспособления.

10. Выбирается конструкция установочных элементов в соответствии с намеченной компоновкой сборочного приспособления.

11. Вычерчиваются установочные элементы.

12. Вычерчивается каркас приспособления.

13. Выбирается конструкция и вычерчиваются зажимы, прижимы и другие элементы конструкции.

14. Производят вычерчивание сечений, разрезов и видов, полностью раскрывающих все особенности конструкции сборочного приспособления. Вычерчиваются основные узлы приспособления и рабочие чертежи их деталей.

При выборе базовых осей, относительно которых определяется положение различных элементов собираемого изделия, необходимо использовать традиционные в самолетостроении оси: ось симметрии самолета (ОСС), строительную горизонталь самолета (СГС),

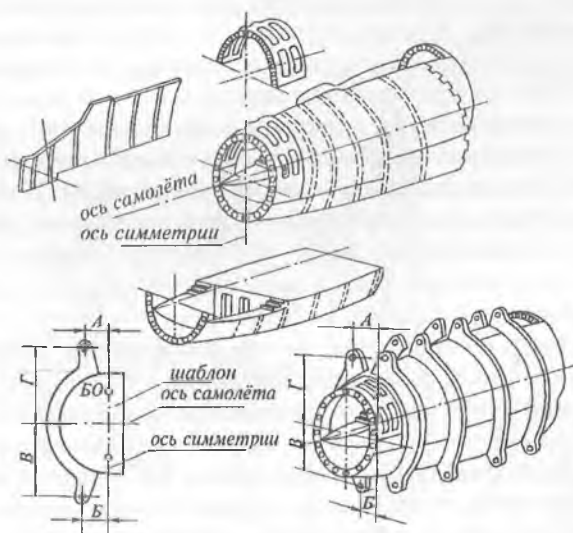


Рис. 8.5. Схема построения и увязки фиксирующих элементов сборочного приспособления с обводами переднего отсека фюзеляжа относительно главных базовых осей

строительную плоскость крыла (СПК), оси лонжеронов, шпангоутов и т. д. При отсутствии этих осей за базовые принимают оси, заданные конструктивным чертежом. Целесообразно использовать одни и те же базовые оси для сборки и увязки между собой положения различных элементов собираемого изделия (рис. 8.5).

Если изготовление приспособления осуществляется с использованием инструментального стенда и плаз-кондуктора, то размеры *A*, *B*, *B*, *Г* и *Д* (рис. 8.5) необходимо задавать кратными 50 или 25 мм, т.е. шагу расположения отверстий на координатной линейке инструментального стенда (200 мм) и размеру шага отверстий на плаз-кондукторе (50 мм).

8.5. Изготовление элементов сборочных приспособлений

Изготовление всех элементов сборочных приспособлений, кроме некоторых фиксирующих и зажимных, производится по технологии, принятой в общем машиностроении. Изготовление обводообразующих фиксаторов (рубильников и ложементов), а также монтаж сборочных приспособлений в большинстве случаев производится по специальной технологии и с применением специального оборудования.

Получение рабочих контуров в металлических рубильниках и ложементах, фиксирующих сложные поверхности двойной кривизны, процесс весьма трудоемкий. Поэтому в производстве часто применяют способ получения рабочего контура посредством слепка из цементно-карбинольной массы, снимаемого с макета поверхности изделия. Для этого заготовка рубильника выставляется на макете в заданном сечении с эквидистантным к поверхности макета зазором величиной 8—10 мм. Затем зазор заполняется тестообразной цементно-карбинольной массой, которая через 2 часа прочно соединяется с шероховатой поверхностью рубильника (рис. 8.6). Затвердевшая на поверхности рубильника масса точно воспроизводит обводы макета.

Рабочие контуры рубильников, фиксирующих несложные поверхности, обычно получают путем ручной припиловки по шаблонам приспособления (ШМФ), а также на фрезер-

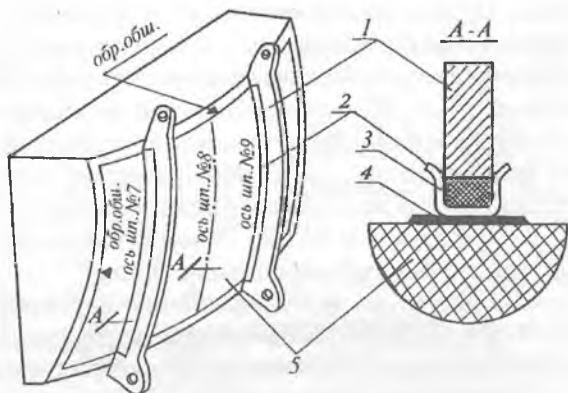


Рис. 8.6. Получение рабочего контура рубильника методом слепка: 1 — рубильник; 2 — лента; 3 — слепок с поверхности макета; 4 — технический вазелин; 5 — макет поверхности

ных станках с обработкой рабочего обвода по копиру и на станках с ЧПУ.

Точное расположение монтажных отверстий на рубильниках и ложементов и привязка этих отверстий к рабочим контурам обеспечивается плаз-кондуктором (рис. 8.7).

Плаз-кондуктор — это стол, имеющий по обоим краям продольные координатные линейки с отверстиями

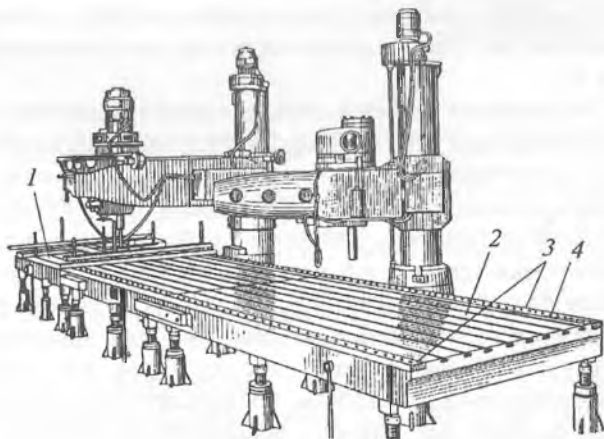


Рис. 8.7. Плаз-кондуктор: 1 — передвигные поперечные координатные линейки; 2 — стол плаз-кондуктора; 3 — неподвижные продольные координатные линейки; 4 — установочные отверстия

диаметром 18 мм, расположенными с шагом 50 мм. На столе также имеются координатные поперечные линейки с аналогичными отверстиями, которые могут свободно перемещаться вдоль стола. Передвигая поперечные линейки вдоль стола и совмещая их крайние отверстия с отверстиями продольной линейки, можно по центрам отверстий поперечной линейки определить координату любой точки на поверхности стола с точностью $\pm 0,05$ мм. Рядом с плаз-кондуктором располагаются один-два сверлильных станка.

На плаз-кондукторе через переходные втулки поперечной линейки координируют монтажные отверстия в фиксирующих и зажимных элементах сборочных приспособлений, и положения этих отверстий увязывают с рабочими поверхностями рубильников и ложементов. На рис. 8.8 показаны примеры применения плаз-кондуктора.

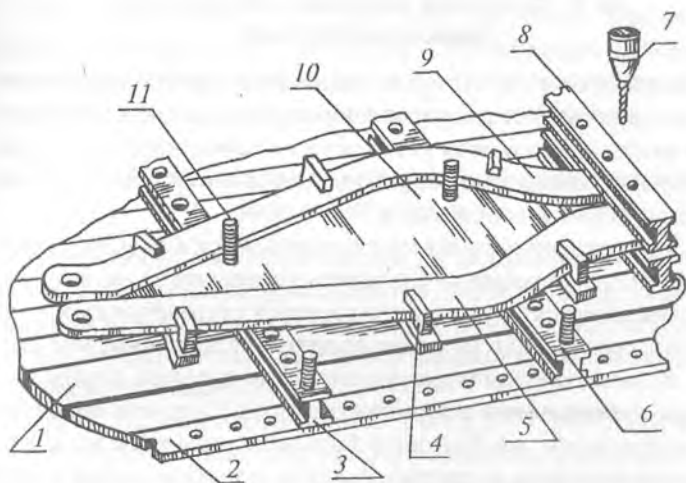
Процесс увязки рабочей поверхности рубильников с их монтажными отверстиями производится в следующей последовательности:

1. На поперечные координатные линейки 3 плаз-кондуктора (рис. 8.8, а) устанавливается шаблон приспособления (ШП) 10 и фиксируется по базовым отверстиям.

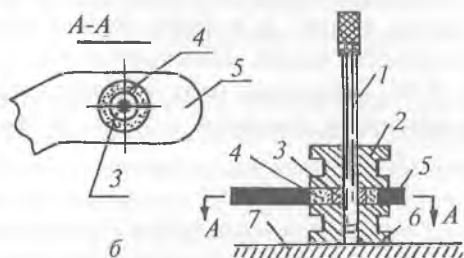
2. На эти же линейки устанавливаются рубильники 5 и 9 и прижимаются своими предварительно обработанными контурами к шаблону приспособления ШП; рубильники крепятся на столе плаз-кондуктора при помощи прижимов 4.

3. По размерам чертежа определяются координаты монтажных отверстий рубильников, и согласно этим координатам устанавливается поперечная координатная линейка 8.

4. При помощи сверлильного станка через втулки поперечной координатной линейки в рубильниках сверлятся монтажные отверстия 9-го качества. Если предусматривается постановка втулки в рубильники, то отверстия сверлятся несколько большего диаметра, чем внешний диаметр втулки. Калиброванную втулку 3 (рис. 8.8, б) вставляют в отверстие рубильника, координируя ее также при помощи поперечных линеек. Зазоры между стенками отверстия рубильника и втулки заполняются карбинольным цементом или гипсоцементом 4 (рис. 8.8, б). Втул-



a



б

Рис. 8.8. Пример изготовления рубильников на плазм-кондукторе:
a — увязка на плазм-кондукторе рабочей поверхности рубильников и ложементов с их установочными отверстиями: 1 — стол плазм-кондуктора; 2 — продольная координатная линейка; 3, 8 — поперечные координатные линейки; 4 — прижим; 5 — рубильник; 6, 11 — штыри; 7 — патрон со сверлом; 9 — рубильник; 10 — шаблон; *б* — установка втулки в рубильник: 1 — штырь; 2 — верхняя поперечная координатная линейка; 3 — втулка; 4 — гипсоцемент; 5 — рубильник; 6 — нижняя поперечная координатная линейка; 7 — стол плазм-кондуктора

ки можно расфиксировать по истечении 8 минут с момента их заливки гипсоцементом или через 24 часа после заливки карбинольным цементом. Монтаж рубильников в стапеле можно производить не ранее, чем через двое суток после заливки втулок.

8.6. Способы монтажа сборочных приспособлений

Для монтажа сборочных приспособлений применяются специальные технологические процессы, обеспечивающие высокую точность установки его фиксирующих и зажимных элементов и устраняющие все операции подгонки и доработки его деталей.

Сущность этих процессов заключается в том, что фиксирующие и зажимные элементы крепятся не на каркасе приспособления, а на промежуточных (установочных) элементах при помощи компенсирующей гипсоцементной массы. В качестве примера рассмотрим процесс установки вилок рубильников в приспособлении. Суть его сводится к следующему: на балках с большим допуском (± 2 мм) устанавливаются и привариваются стаканы, затем в них при помощи специального оборудования точно устанавливаются вилки, и в зазор между стенками стакана и хвостовиком вилки заливается гипсоцементная масса (рис. 8.9), играющая роль компенсатора между неточно выставленным стаканом и точно вставленной вилкой.

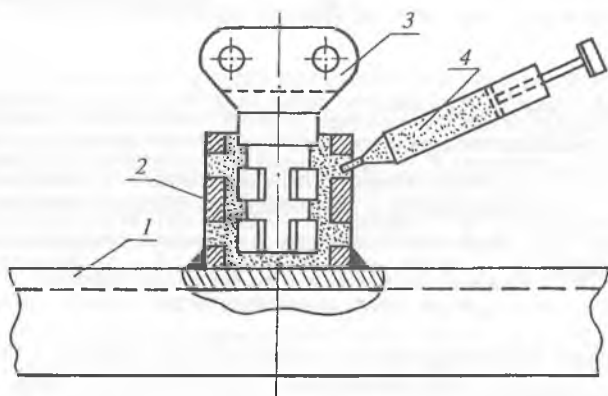


Рис. 8.9. Схема заливки стакана фиксатора: 1 — балка; 2 — стакан фиксатора; 3 — фиксатор; 4 — шприц с цементной массой

Существует несколько способов монтажа сборочных приспособлений и его элементов. При помощи: а) координатных станков; б) эталонно-шаблонной оснастки; в) оптических приборов; г) шаблонов приспособления.

8.6.1. Монтаж приспособлений при помощи координатных станков

Этот способ является одним из наиболее распространенных в серийном производстве самолетов. В качестве основного оборудования используется плаз-кондуктор с системой координатных линеек, угольников, призм, а также инструментальный станок.

Инструментальный станок — это оборудование, которое служит для точной установки фиксирующих и зажимных элементов в приспособление и для удержания их в заданном положении во время заливки заполнителя в зазоры между фиксирующими и установочными элементами.

Общий вид инструментального станка для монтажа приспособлений показан на рис. 8.10. Стол 2 инструментального станка может перемещаться электродвигателем по направляющим со скоростью 2,5 м/мин или вручную. Для точной установки стола в требуемое положение пользуются штурвалом ручного перемещения.

Система координатных линеек состоит из двух продольных линеек, закрепленных на боковых плоскостях стола, двух вертикальных линеек 4 и двух поперечных линеек 5, передвигающихся вдоль вертикальных линеек.

Во всех координатных линейках выполнены пронумерованные установочные отверстия диаметром 12 мм, по 9 качеству. Отверстия размещены вдоль линеек с шагом $200 \pm 0,01$ мм. При помощи этой системы линеек можно зафиксировать в пространстве любую точку в прямоугольной системе координат, кратной 200 мм.

Для определения промежуточных размеров от 0 до 200 мм применяются постоянные дистанционные калибры, представляющие собой стальную пластину, в которой расточены два отверстия диаметром 12 мм с расстоянием

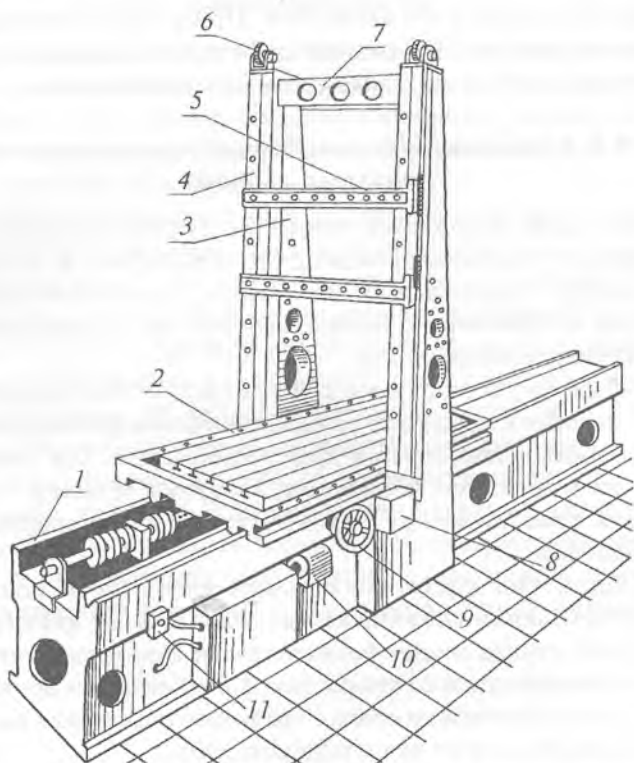


Рис. 8.10. Инструментальный стенд: 1 — станина; 2 — передвижной стол с продольной линейкой; 3 — стойка; 4 — вертикальная линейка, закрепленная на стойке; 5 — поперечные линейки; 6 — ролик троса противовеса, уравновешивающий поперечную линейку; 7 — поперечная балка, связывающая стойки; 8 и 10 — щитки управления; 9 — штурвал ручного передвижения стола; 11 — концевой выключатель

между центрами $200 \pm 0,01$ мм (совмещающиеся с отверстиями в координатных линейках) и ряд отверстий такого же диаметра, расположение которых соответствует дистанциям узлов монтируемого приспособления (рис. 8.11, б).

На рис. 8.11 показана заливка вилок в стаканы на инструментальном стенде и конструкция дистанционного калибра.

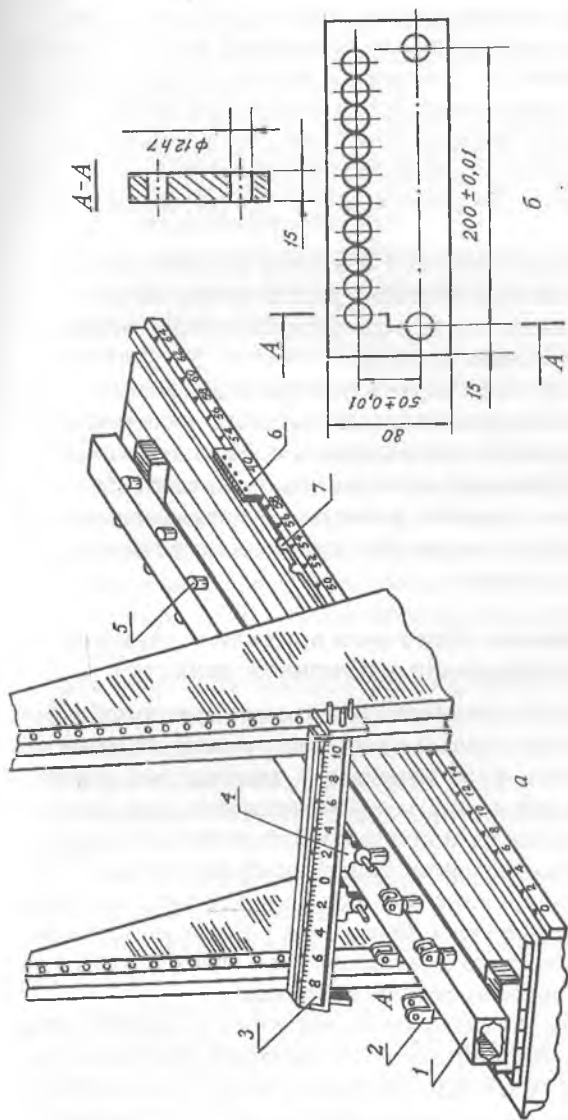


Рис. 8.11. Монтаж балки в инструментальном стенде: 1 — заливка вилок в стаканы; 2 — балка приспособления; 3 — вилка фиксатора, залитая цементом; 4 — поперечная координатная линейка; 5 — переходной фитинг; 6 — стакан, приваренный к балке приспособления; 7 — дистанционный калибр; 8 — дистанционный фитинг; 9 — конструкция постоянного дистанционного калибра

После заливки вилок время выдержки гипсоцементной массы с момента заливки до освобождения их от фиксаторов инструментального стенда должно быть не менее 7—12 мин. Полное затвердевание цементной массы происходит по истечении 2—3 суток. В состав гипсоцементной массы входят: глиноземистый цемент марки не ниже 500, строительный или формовочный гипс, хлористый литий и вода. Через 3 суток после заливки цементная масса приобретает прочность на разрыв до $2,2 \cdot 10^5$ Па, на сжатие до 2,5 МПа.

Монтаж технологической оснастки при помощи инструментального стенда обладает рядом преимуществ:

- универсальностью координатных стендов независимо от типа и размеров агрегата;
- малыми сроками подготовки производства;
- отсутствием дорогостоящих жестких пространственных носителей (эталонов) размеров и форм агрегатов.

Основной недостаток этого метода — наличие большого числа этапов переноса размеров от первоисточников увязки до собранного агрегата, что снижает точность размеров объектов сборки.

8.6.2. Монтаж сборочных приспособлений при помощи эталонно-шаблонной оснастки

При этом методе монтажа сборочных приспособлений используется специальный пространственный жесткий носитель размеров и форм агрегата — монтажный эталон.

Монтажный эталон — это оснастка, при помощи которой производится монтаж и периодическая проверка сборочного приспособления. Монтажный эталон крыла воспроизводит его наружные обводы в местах расположения нервюр и стыковые узлы. Они как и реперные площадки на монтажном эталоне выставляются в специальном контрэталоне или на координатном стенде.

На поверхности монтажного эталона положение нивелировочных точек самолета обозначается красным кругом диаметром 10 мм или засверливается в нивелировочной точке отверстие и нарезается резьба для установки шпилек, по которым устанавливают реперы в сборочное приспособление.

Сборка приспособлений при помощи монтажных эталонов

При сборке самих сборочных приспособлений наиболее ответственным моментом является установка в требуемое положение его фиксаторов.

В самолетостроении применяется несколько способов установки фиксирующих элементов в правильное положение. Один из способов — сборка приспособления при помощи монтажного эталона.

Процесс монтажа сборочного приспособления при помощи монтажного эталона производится в следующей последовательности (рис. 8.12):

1) в каркасе приспособления по реперным точкам устанавливается и закрепляется монтажный эталон;

2) стыковые узлы приспособления соединяются с соответствующими узлами монтажного эталона и закрепляются на установочных элементах приспособления при помощи цементной массы;

3) после того, как цементная масса затвердеет, монтажный эталон вынимается из сборочного приспособления и по истечении 2—3-х суток приспособление готово к эксплуатации.

Существуют преимущества и недостатки монтажа сборочных приспособлений при помощи эталонно-шаблонной оснастки.

К преимуществам относятся:

— высокая степень обеспечения взаимозаменяемости агрегатов;

— низкая стоимость технологической оснастки при малых габаритах агрегатов;

— упрощение системы кооперирования в производстве самолетов.

К недостаткам относятся:

— увеличение цикла подготовки производства нового образца самолета в связи с длительностью изготовления эталонно-шаблонной оснастки;

— высокая стоимость эталонов для агрегатов больших габаритов;

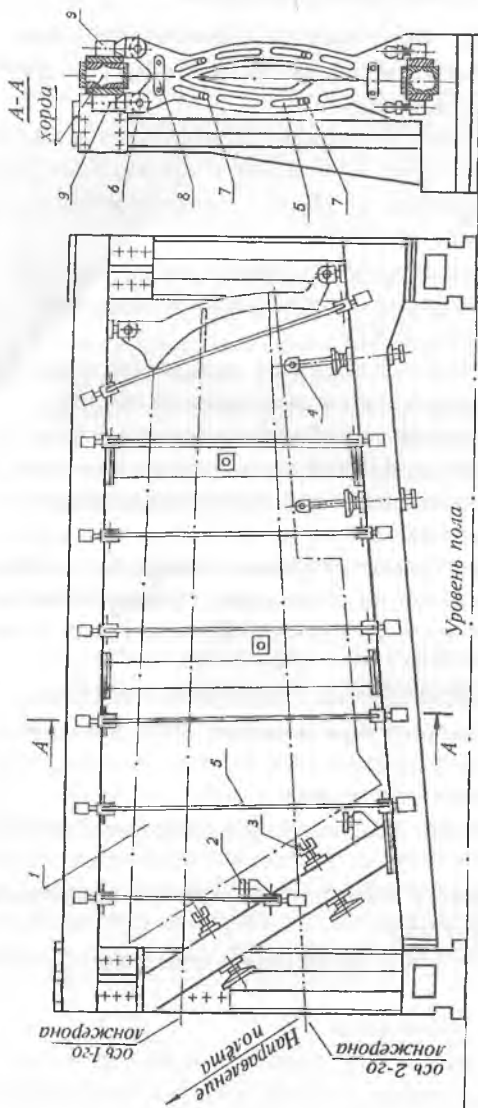


Рис. 8.12. Сборочное приспособление с установленным в нем монтажным эгалом: 1 — монтажный эгалон; 2 — репер; 3 — стыковой узел приспособления; 4 — узел разъема на приспособлении; 5 — рубильник; 6 — вилка; 7 — фиксатор; 8 — накладка; 9 — стакан

— необходимость в специальной оснастке для предотвращения деформаций эталонов при их хранении и перевозке.

8.6.3. Монтаж и контроль сборочных приспособлений при помощи оптических приборов

Все вновь изготовленные сборочные приспособления подвергаются контролю, методы и средства которого зависят от способов монтажа сборочных приспособлений. Если монтаж приспособления осуществляется при помощи монтажного эталона, то контроль точности обводов каждого элемента оснастки проверяют по поверхности того эталона, по которому производилась заливка. Точность обводов проверяется при помощи щупов, вставляемых в зазоры между проверяемой поверхностью и поверхностью эталона.

Если при монтаже сборочных приспособлений используются инструментальный стенд и плаз-кондуктор, то контроль готовых приспособлений осуществляется при помощи шаблонов, монтажных плит и оптических приборов. При этом проверке подлежат: горизонтальность, взаимная параллельность и перпендикулярность плит, соосность осей и отверстий фиксирующих узлов, расположенных под любыми углами к горизонту.

В состав оптических приборов входят: прецизионный нивелир, теодолит, автоколлиматор, пентапризма, целевые знаки и т.д.

Н и в е л и р — это оптическая зрительная труба, визирная ось которой определяется перекрестием нитей в окуляре. Служит нивелир для определения разности высот любых заданных точек путем измерения высоты каждой из них относительно горизонтальной плоскости, в которой находится визирная ось зрительной трубы нивелира. При замере высоты точки к ней приставляется расположенный вертикально линейный измеритель (например, масштабная линейка), и через оптическую трубу нивелира отсчитывается деление, совпадающее со средней горизонтальной линией сетки нитей.

Прецизионный нивелир позволяет сделать отсчеты с точностью $\pm 0,05$ мм. Дистанция установки нивелира не менее 3,6 м от точки измерения.

Проверка соосности отверстий вилок осуществляется по следующей схеме (рис. 8.13). Нивелир устанавливается на штативе перед первой контролируемой точкой по общей оси двух крайних отверстий. Затем визирная ось оптической трубы точно наводится на осевую линию, соединяющую центры отверстий крайних узлов. После достижения совмещения перекрестия нитей нивелира с перекрестием целевых знаков, установленных в крайние узлы, вилки заливают, а трубу нивелира закрепляют неподвижно. Затем целевой знак переставляют в промежуточные вилки, также подлежащие заливке. Если при совпадении центров отверстий совпадут и перекрестия нитей целевого знака и трубы нивелира, то можно производить заливку очередной вилки.

Автоколлиматор — это оптическая труба, в которой имеется сетка нитей, освещаемая лампочкой. Лучи света лампочки направляются из трубы параллельным

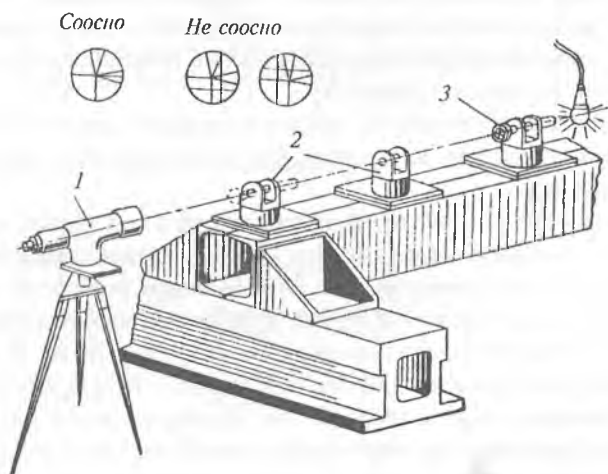


Рис. 8.13. Схема монтажа балки (проверка соосности отверстий) при помощи нивелира: 1 — нивелир; 2 — фиксаторы (вилки); 3 — целевой знак

пучком и, отражаясь от перпендикулярно расположенной плоскости зеркала, возвращаются в трубу по тому же направлению.

Это свойство автоколлиматора используют для установки в правильное положение плит и других элементов приспособления. Схема проверки вертикальности плиты автоколлиматором приведена на рис. 8.14.

На плите приспособления в специально подготовленное отверстие диаметром 80 мм устанавливается отражающее зеркало в специальной оправе. Против него устанавливается автоколлиматор. При строгой вертикальности плиты горизонтальные нити, имеющиеся в отражающем зеркале, совместятся с горизонтальной линией сетки автоколлиматора.

Если плита имеет наклон в какую-либо сторону, то линии не совместятся.

Теодолит — это оптический прибор, служащий для угловых измерений. Специальная подставка, на которой

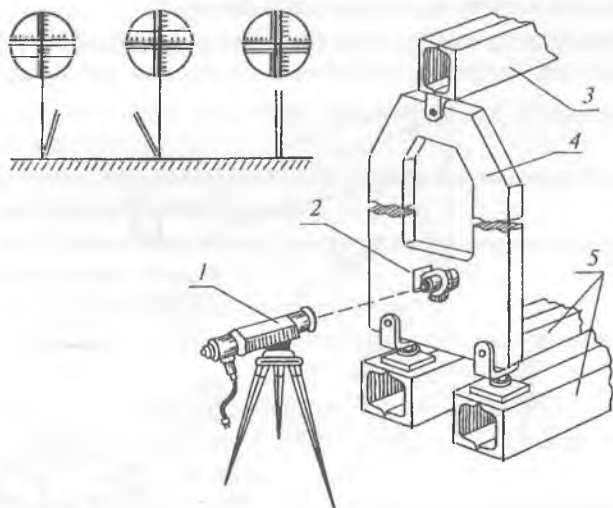


Рис. 8.14. Схема установки (и проверки) автоколлиматором вертикальности плиты сборочного приспособления: 1 — автоколлиматор; 2 — отражающее зеркало; 3 — верхняя балка приспособления; 4 — плита фиксации разъема собираемого агрегата; 5 — нижние балки приспособления

установлена зрительная труба, позволяет вращать последнюю в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Положение трубы в обеих плоскостях определяется точными лимбами.

Схема проверки (в процессе монтажа) перпендикулярности плиты к оси сборочного приспособления при помощи теодолита приведена на рис. 8.15. Кроме теодолита используются также стойки с маркой и специальные установочные планки 3, служащие для параллельного переноса оси приспособления в удобное для работы с теодолитом положение. Стойка с маркой 2 представляет собой регулируемый по высоте целевой знак, имеющий внутри лампочку для подсветки перекрестия нитей.

В настоящее время, кроме рассмотренных выше оптических приборов, при монтаже и контроле сборочных приспособлений широко используются визирные телескопы типа ППС-11, оптические квадранты, а также в последнее время для монтажа и контроля сборочных приспособлений стали применяться оптикотелевизионные установки и лазерные центрирующие устройства.

Основное преимущество монтажа сборочных приспособлений при помощи оптических приборов заключается в

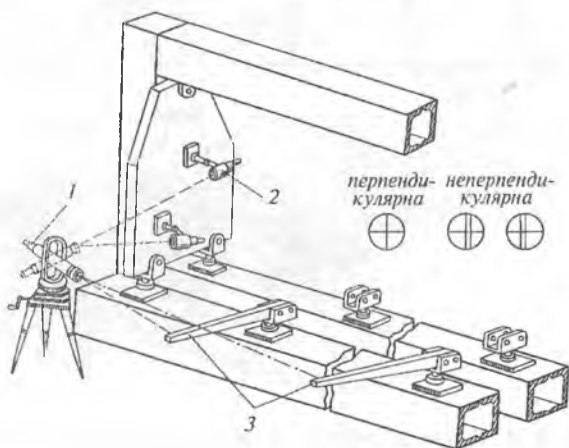


Рис. 8.15. Схема проверки перпендикулярности плиты к оси приспособления: 1 — теодолит; 2 — стойки с маркой; 3 — установочная планка

том, что при этом способе не требуются дорогостоящие и громоздкие приспособления и оборудование.

Недостатком метода является зависимость качества монтажных работ от квалификации исполнителей. Кроме того, в процессе монтажа недопустимы даже малейшие содрогания приспособления и прибора.

8.7. Расчет сборочных приспособлений на жесткость

Методика расчета должна базироваться на общих принципах строительной механики с учетом специфических условий работы сборочных приспособлений. Каркас сборочного приспособления является многократно статически неопределенной пространственной системой. Точный расчет деформаций элементов каркаса невозможен, поэтому при конструировании пользуются приближенными методами расчета на жесткость.

Упрощающие допущения:

- замена многоопорных балок и рам рядом двухопорных;
- произвольное удаление закреплений опорных сечений балок;
- произвольное удаление (вырез) узлов сопряжений балок с колоннами и т.д.

Нагрузки, приводящие к деформации приспособлений:

- собственный вес балок;
- вес вспомогательных устройств, установленных на балках;
- вес вспомогательных устройств;
- рабочие и случайные нагрузки, возникающие в процессе сборки;
- вес сборочной единицы (агрегата самолета).

Расчет каркаса на жесткость производят в следующем порядке:

1. Определяют нагрузки, вызывающие деформации.
2. Расчлениают каркас на отдельные балки и колонны, несущие часть общей нагрузки.
3. Производят расчет на жесткость элементов каркаса.

Для балок этот расчет делается либо для определения необходимого момента инерции сечения I_x , которому соответствует заданная техническими условиями величина максимально допустимой деформации f_d , либо для определения суммарной деформации f_{Σ} при проверочном расчете конструкции приспособления на жесткость. Для колонн расчет сводится к определению вертикальных перемещений кронштейнов вследствие изгиба колонн.

4. После сопоставления полученных в результате расчета значений перемещений с допустимыми берутся окончательные размеры элементов каркаса сборочного приспособления.

Прогиб балки постоянного сечения в середине пролета определяется по формуле:

$$f_{\text{изг}} = k_1 \frac{P \cdot l^3}{EI_x},$$

где E — модуль упругости 1-го рода, МПа;

для стали $E = 2,1 \cdot 10^5$ МПа;

P — нагрузка на балку, Н;

l — длина пролета балки, м;

I_x — осевой момент инерции сечения, м⁴;

k_1 — коэффициент, зависящий от характера распределения нагрузки и способа закрепления концевых сечений балок.

$$f_{\text{кр}} = k_2 \frac{P \cdot e^2 \cdot l}{GI_0},$$

где G — модуль сдвига, МПа;

I_0 — момент инерции сечения балки при чистом кручении, м⁴;

k_2 — коэффициент, зависящий от характера распределения нагрузки и способа закрепления концевых сечений балок.

Результирующее перемещение в середине пролета балки составляет:

$$f = k_0 \cdot \frac{P \cdot l^3}{EI_x} \left[\frac{k_1}{k_0} + \frac{k_2}{k_0} \left(\frac{e}{l} \right)^2 \frac{EI_x}{GI_0} \right], \quad (1)$$

где k_0 — условный коэффициент, соответствующий основному случаю нагружения (балка на двух опорах с равномерно распределенной нагрузкой без эксцентриситета).

Так как прогиб для основного случая (изгиба) равен:

$$f_0 = \frac{5}{384} \cdot \frac{P \cdot l^3}{EI_x}, \quad k_0 = \frac{5}{384},$$

то формулу (1) можно представить в виде:

$$f = f_0(\psi),$$

где $\psi = k_{10} + k_{20} \cdot (e/l)^2 \cdot \frac{EI_x}{GI_0}$; $k_{10} = k_1/k_0$; k_{20}/k_0 ; k_1 и k_2

из справочной литературы. Для ряда нормализованных сечений балок $EI_x/GI_0 \approx 2,5$.

ГЛАВА 9

ТЕХНОЛОГИЯ МОНТАЖА И ИСПЫТАНИЙ БОРТОВЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА

9.1. Общая характеристика монтажных и контрольно-испытательных работ

Под технологическим процессом монтажных и испытательных работ понимается установка и крепление элементов бортового оборудования и коммуникаций на планере самолета и соединение их во взаимосвязанные системы с последующими испытаниями и контролем их работы.

В последние 10—15 лет конструкция самолета и особенно его бортовое оборудование значительно усложнились (их стоимость за этот срок возросла по самолетам-истребителям в 10—15 раз, по пассажирским — в 5—6 раз), повысилась плотность оборудования на единицу объема планера самолета. Так, например, на современном истребителе площадь поперечного сечения планера на 80—85% занята бортовым оборудованием.

При проектировании бортового оборудования нового образца самолета необходимо предусмотреть:

- максимальную завершенность монтажных работ в агрегатно-сборочных цехах;

- применение автономного, панельного и зонального расположения бортового оборудования в агрегатах самолета;

- широкое применение нормализованных, стандартизованных элементов конструкций;

- обеспечение преемственности конструкции;

- возможность максимальной механизации технологических процессов монтажа;

- наибольшую независимость выполнения монтажных работ;

- максимальное обеспечение свободных подходов к рабочим зонам при монтажных работах и контроле качества их выполнения.

Монтажные и контрольно-испытательные работы в самолетостроении имеют свои специфические особенности:

- монтаж практически всех систем выполняется в стесненных условиях;

- высокая чувствительность элементов систем бортового оборудования к внешним механическим воздействиям, небрежному обращению с ними;

- невозможность полной предварительной сборки какой-либо системы бортового оборудования, т.к. ее элементы зачастую значительно удалены друг от друга;

- низкий уровень механизации (широкое применение ручного труда);

- высокая трудоемкость работ;

- большой объем технологической документации.

Эти особенности обусловлены сложностью конструкции и высокой плотностью размещения (насыщенностью) бортовых систем в конструкции планера самолета.

Для обеспечения безотказной работы бортового оборудования в серийном производстве самолетов необходимо выполнять ряд требований:

- проведение геометрической увязки и функциональной отработки всех систем бортового оборудования;

- обязательное проведение 100%-процентного входного контроля готовых изделий;
- закрепление групп монтажных операций за определенными рабочими местами и исполнителями;
- периодический контроль в процессе монтажа технических характеристик оборудования, инструмента, контрольных и измерительных средств;
- после окончания монтажа все системы должны подвергаться выходному контролю в условиях, приближенных к эксплуатационным.

9.2. Классификация бортовых систем самолета

Бортовые системы самолета можно классифицировать по двум основным признакам:

- по назначению;
- виду применяемых коммуникаций (рис. 9.1).

Элементы бортовых систем по выполняемым функциям подразделяются на основные и вспомогательные.

К основным системам относятся:

- оборудование (источники и преобразователи энергии, моторы, электродвигатели, приборы и т. д.);
- коммуникации (провода, трубы, тросы и т. д.).

К вспомогательным системам относятся установочные элементы (платы, кронштейны, полки, болты, заклепки и т. д.).

Все основные и вспомогательные бортовые системы соединяются друг с другом согласно чертежам, принципиальным и монтажным схемам.

9.3. Особенности бортовых систем самолета

Бортовые системы самолета, как объекты производства, имеют определенные особенности:

1. Высокая степень сложности, обусловленная многоэлементностью и большим числом коммуникаций между элементами систем (на тяжелых самолетах количество потребителей электроэнергии превышает 1500 единиц; протяженность электропроводки около 600 км; количество паяных и опресованных проводов достигает 20—30 тыс. штук; протяженность трубопроводов составляет 300—1000 метров).



Рис. 9.1. Классификация бортовых систем самолета

2. Сложность условий эксплуатации и вместе с тем высокая чувствительность к влиянию различных дестабилизирующих факторов: механических, климатических, тепловых и т.д.

3. Повышение (по годам) таких характеристик самолетных систем, как мощность, давление в гидросистеме, температурные режимы работы и т.д.

4. Повышение плотности монтажей, вызванная необходимостью размещения многочисленных систем и их коммуникаций при тех же габаритах летательных аппаратов.

5. Недостаточная технологичность, что существенно затрудняет механизацию и автоматизацию монтажных работ.

6. Частые изменения и модернизация конструкции систем в процессе их производства.

7. Относительно высокий процент отказов, приходящихся на долю бортовых систем.

9.4. Классификация монтажных работ

Монтажные работы классифицируются по месту их проведения и по содержанию.

1. По месту проведения монтажные работы делятся на внестеновые (верстачные) и стеновые.

Внестеновые монтажные работы проводятся вне самолета (или его агрегатов). Объектами внестеновых работ являются коммуникации и монтажные узлы (электрожгуты, трубопроводы, тяги, щитки, распределительные коробки, панели, пульта и т.д.).

Стеновые монтажные работы проводятся на борту самолета или в агрегатно-сборочных цехах, непосредственно в секциях и агрегатах планера.

В цехе окончательной сборки производят стыковку коммуникаций, проложенных и закрепленных в отдельных секциях и агрегатах планера, а также установку наиболее дорогостоящих элементов бортовых систем самолета.

2. По содержанию различают следующие основные виды монтажных работ:

— подготовка к монтажу (расконсервация покупных изделий, комплектование оборудования с арматурой, зачистка элементов системы и деталей планера под металлизацию);

- установка и крепление блоков оборудования и коммутационной аппаратуры;
- прокладка и крепление коммуникаций;
- соединение блоков оборудования с элементами коммуникаций.

Почти все монтажные работы завершаются регулировкой, испытаниями и контролем бортовых систем на различных этапах производства самолетов.

Регулировка обеспечивает правильность и безотказность действия всех механизмов и узлов. Регулировке подлежат:

- величины линейных и угловых перемещений управляемых органов;
- соответствие начала и конца движения как управляемого органа, так и движения управляющего органа (обеспечивается изменением длины регулируемых тросов, тросов; изменением величины зазоров и положения концевых выключателей и упоров);
- величина люфтов хода рычагов управления и отдельных звеньев;
- синхронность действия органов управления (элеронов, шасси, тормозов и др.);

Испытание — это комплекс работ по приведению системы или ее части в рабочее состояние для оценки каких-либо ее свойств. Приведение системы в рабочее состояние обычно связано с подачей в систему питания командных сигналов, а также стимулирующих воздействий.

Контроль качества работы системы — комплекс работ по измерению, регистрации и оценке контролируемых параметров.

9.5. Классификация контрольно-испытательных работ

Основная задача контрольно-испытательных работ — это проверка работоспособности бортовых систем и соответствие их контролируемых параметров заданным пределам при воздействии различных основных и дестабилизирующих факторов.

Испытание и контроль бортовых систем самолета весьма разнообразны как по способам, так и целям проведения. Классифицируются контрольно-испытательные работы по следующим основным признакам:

1. По показателям безотказности и долговечности (по этим показателям в серийном производстве изделия проверяются выборочно).

2. По характеру воздействующих факторов:

— контрольно-испытательные работы, проводимые только при основных воздействиях, на которые должна реагировать система;

— контрольно-испытательные работы под воздействием как основных, так и дестабилизирующих факторов.

3. По видам воздействующих факторов существуют следующие виды испытаний:

— тепловые — при воздействии высоких температур (конвективный нагрев, лучистый нагрев, кондуктивный нагрев, комбинированные воздействия тепла);

— механические (статические, динамические, комбинированные);

— гидрогазовые (статические, динамические, комбинированные);

— электрические;

— коррозионные;

— климатические (на воздействие температуры, влажности, пониженного атмосферного давления, дождя и града, соляных брызг и тумана, атмосферной пыли и песка);

— комплексные (многофакторные) испытания (одновременное воздействие механических и климатических факторов).

4. По видам контролируемых параметров:

— контроль монтажных параметров (выявляются дефекты монтажа);

— контроль качества функционирования (выявляются дефекты систем в целом и в том числе дефекты регулировочных и наладочных работ).

5. По объектам испытаний:

— входной контроль покупных изделий (выявляются дефекты, возникшие в результате неправильной транспортировки и хранения);

- автономный контроль технологически самостоятельных элементов систем: участков, зон, монтажных узлов в агрегатно-сборочных цехах до стыковки этих элементов);
- комплексный контроль взаимосвязанных систем с целью выявления степени их влияния друг на друга (контроль обычно производится в цехе окончательной сборки, на контрольно- и летно-испытательных станциях).

6. По темпу и месту проведения:

- нормальные испытания проводятся при нормальной интенсивности воздействия эксплуатационных факторов;
- ускоренные — при увеличенной интенсивности воздействия эксплуатационных факторов, превышающих интенсивность эксплуатационных воздействий, имеющих место в реальных условиях (повышенные обороты вращения двигателей электромеханизмов, увеличение интенсивности факторов воздействия внешней среды: температуры, вибрации и т.д.); ускоренные испытания проводятся с целью определения надежности и ресурса изделий;
- наземные и летные испытания.

Контрольные параметры подразделяются на геометрические и физические (к физическим условно относят механические, электрические, химические и другие параметры).

К геометрическим параметрам относятся:

- зазоры (между коммуникациями, блоками и деталями планера);
- радиусы изгибов коммуникаций;
- провисание электрожгутов;
- параллельность трубопроводов.

К физическим параметрам относятся:

- герметичность;
- прочность, определяемая наддувом;
- гидравлические сопротивления;
- сопротивление и прочность изоляции;
- чистота внутренних поверхностей кессонов баков и т. д.

Дефекты могут быть по параметрам, определяющим качество монтажа и качество функционирования системы.

9.6. Размещение оборудования на борту самолета

Монтажные работы на борту самолета или в его агрегатах выполняются как по системам, так и по зонам размещения систем. На рис. 9.2 показано районирование систем самолета в продольном сечении фюзеляжа. Такое районирование, помимо уменьшения длины коммуникаций, облегчает не только эксплуатацию и ремонт элементов системы, но и монтаж, отработку, испытания и контроль систем на заводе.

Удачное районирование систем самолета дает возможность расширения панелирования монтажей и выноса монтажных работ в агрегатно-сборочные цеха.

9.7. Директивные технологические материалы на монтажные и контрольно-испытательные работы

Рабочие технологические процессы контрольно-испытательных работ серийного производства самолетов и их бортовых систем разрабатываются на основе директив-

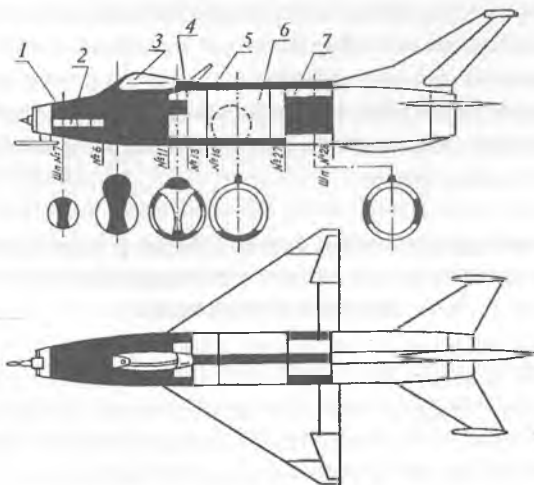


Рис. 9.2. Пример районирования систем самолета вдоль фюзеляжа: 1 — отсек радиоборудования; 2 — отсек оборудования; 3 — кабина экипажа; 4 — энергоузлы; 5 — верхний грот; 6 — отсек оборудования; 7 — отсек оборудования двигателя

ных технологических материалов на монтажные и контрольно-испытательные работы. Директивная технология разрабатывается при технологической проработке нового образца изделия и включает в себя:

- схемы членения бортовых систем на технологически самостоятельные элементы и схемы разъемов коммуникаций;

- документы, отражающие последовательность проведения монтажных работ;

- схемы увязки размеров различной оснастки, обеспечивающей заданную форму, размеры и расположение элементов систем;

- перечни средств обеспечения взаимозаменяемости; оборудования и оснастки для выполнения монтажных работ; основных средств контроля и испытания бортовых систем;

- схемы распределения монтажных и контрольно-испытательных работ по цехам завода;

- перечень новых технологических процессов, подлежащих разработке и внедрению в серийное производство.

Удачно составленный директивный технологический материал способствует: обеспечению максимальной взаимозаменяемости элементов бортовых систем по геометрическим и функциональным параметрам; повышению уровня механизации и автоматизации монтажных и контрольно-испытательных работ.

9.8. Распределение монтажных и контрольно-испытательных работ по подразделениям серийного завода

Членение бортового оборудования на отдельные монтажные системы позволяет распределить монтажные и контрольно-испытательные работы по различным производственным подразделениям завода, что в значительной мере сокращает монтажно-испытательные работы в цехе окончательной сборки, расширяет фронт этих работ и, как следствие, сокращает производственный цикл.

На серийных авиационных заводах монтажные и контрольно-испытательные работы выполняются в различных подразделениях:

- цехах специальной арматуры и нормалей;
- цехах металлических баков и трубопроводов;
- механосборочных и слесарно-сборочных цехах;
- агрегатно-сборочных цехах;
- цехе предварительной сборки;
- цехе окончательной сборки;
- контрольно-испытательной станции (КИС);
- летно-испытательной станции (ЛИС).

Механосборочные и слесарно-сборочные цехи производят сборку, регулировку, испытание и контроль отдельных узлов и устройств бортовых систем самолета и подают в агрегатно-сборочные цехи полностью собранные, проверенные и испытанные узлы.

В агрегатно-сборочных цехах для секций и агрегатов, расчлененных на панели, часть монтажных работ выполняется на отдельных панелях.

В центроплане и отсеках крыла (кессонах, носовых и хвостовых частях) прежде всего должны быть выполнены все монтажные работы, которые невозможны после поставки обшивки.

Окончательный монтаж, регулировка и испытание всех бортовых систем самолета производятся в цехе окончательной сборки.

В идеальном варианте на окончательную сборку относятся только такие работы, как соединение поданных на сборку агрегатов между собою; соединение всех коммуникаций: монтаж наиболее сложных, дорогостоящих, легкоповреждаемых элементов оборудования; регулирование и контроль всех систем и механизмов самолета.

В агрегатно-сборочных цехах контролю подвергаются:

- правильность монтажа систем;
- сопротивление изоляции;
- герметичность;
- чистота внутренних поверхностей;
- функционирование систем.

9.9. Отработка и контроль бортовых систем на контрольно-испытательной станции (КИС)

В цехе окончательной сборки на собранном самолете производится индивидуальный контроль систем с помощью стендов автономного контроля, а также контроль подкомплексов систем.

Комплексная проверка и регулировка всех систем самолета в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, осуществляется на КИСе. Регулировку и контроль производят с широким использованием средств автоматического контроля с записью параметров на пленку.

На КИСе производится следующая номенклатура работ:

- промывка и испытание топливной системы;
- испытание гидравлических систем;
- отработка и контроль взлетно-посадочных устройств, силовых установок, энергосистем и электротехнического оборудования, радиолокационных станций и другого оборудования;
- проведение предполетного и послеполетного осмотров с анализом дефектов оборудования, выявленных в процессе наземной отработки и летных испытаний;
- предъявление и сдача самолета представителю заказчика.

Контрольно-испытательные работы проводятся на КИСе в два этапа: без прогонки двигателя и с работающим двигателем. В первом случае питание всех систем производится от наземных источников энергии, во втором случае — все виды энергии вырабатываются бортовыми системами самолета.

Контрольно-испытательные станции оснащаются контрольными приборами и стендами, которые могут также записывать быстропротекающие и сложные взаимосвязанные процессы.

9.10. Проектирование технологических процессов монтажных и контрольно-испытательных работ

На серийных заводах основой для разработки технологических процессов являются директивные технологичес-

кие материалы, разработанные на этапах технического и рабочего проектирования нового образца самолета.

На основе директивных технологических материалов в отделе главного технолога завода разрабатывается маршрутный технологический процесс, в котором в укрупненном виде указываются основные работы по производству систем в каждом производственном подразделении завода.

Цеховые технологи на основе маршрутных технологических процессов разрабатывают рабочие технологические процессы, в которых указываются последовательность и режим выполнения работ по операциям, переходам и проходам, оборудование, оснастка и инструмент, а также нормы времени на выполнение работ.

Одной из причин отказов бортовых систем самолета в процессе эксплуатации может стать неправильно разработанный технологический процесс. Поэтому при его проектировании необходимо иметь сведения по отказам систем из-за технологических дефектов или неправильно выбранных технологических процессов. Следовательно, технологические процессы производства должны разрабатываться и постоянно корректироваться с учетом данных эксплуатации.

В технологических подразделениях завода постоянно изучаются дефекты и отказы бортовых систем в процессе эксплуатации с проведением анализа причин их возникновения. После выявления причин отказов разрабатываются мероприятия по повышению качества систем, которые должны отражаться в технологии монтажа, контроля и испытания данных систем.

В настоящее время рабочие технологические процессы монтажа, контроля и испытаний разрабатываются на основе технологических нормалей (типовых технологических процессов) и производственных инструкций (ПИ).

Технологическая нормаль — это документация на рабочий технологический процесс на каждый отдельный нормализованный объем работ (операцию). Технологические нормали на монтажные работы создаются на базе изучения и обобщения самого передового опыта промышленности.

Производственные инструкции (ПИ) отражают цель, назначение и содержание контрольно-испытательных работ

и составляются на основе технических описаний (ТО) объектов испытаний, технических условий (ТУ) и общих руководящих технических материалов (РТМ).

В настоящее время на авиационных заводах ведутся работы по внедрению машинного проектирования технологических процессов монтажа, испытания и контроля бортовых систем самолета.

Важное практическое значение имеет автоматизация разработки технологических процессов контроля и испытаний сложных бортовых систем при множестве вариантов составов и последовательностей проверок бортовых систем. Для выбора оптимального варианта, приводящего к эффективному технологическому процессу, необходима значительная логическая и вычислительная работа. При машинном проектировании технологического процесса эта работа выполняется на электронной вычислительной машине (ЭВМ).

9.11. Технология монтажа систем управления самолетом

В систему управления самолетом входят следующие элементы: тросовые и жесткие проводки управления самолетом и двигателями, ролики, качалки, кронштейны и направляющие, педали ножного управления, ручки, штурвалы, колонки и т. д.

Многие элементы устанавливаются, регулируются и проверяются в агрегатных цехах после полного окончания сверлильно-клепальных работ на каркасе и обшивках отсеков и агрегатов самолета. Детали системы управления поступают из механосборочных цехов с окончательно обработанными поверхностями и отверстиями.

Тросы и тяги для монтажа в агрегатно-сборочные цехи и цех окончательной сборки подаются комплектно после механических испытаний.

При монтаже деталей системы управления сверление отверстий под крепежные болты производится по кондукторам и шаблонам. После установки деталей системы проверяется плотность прилегания их посадочных мест к элементам планера.

При прокладке и подсоединении тросов ось троса должна совпадать с плоскостью симметрии ролика; перекося троса в точке схода его с ролика не должна превышать 2° . Между деталями конструкции или оборудования, расположенными на расстоянии 100 мм от точки схода троса с ролика, должен быть зазор не менее 2 мм, а все подвижные детали должны находиться от тросов на расстоянии не менее 3 мм. После окончательной прокладки тяговых устройств системы управления регулируются длины тяг, для чего на их концах устанавливаются наконечники с резьбой. По длине регулируются не только крайние звенья цепи, но и все промежуточные звенья.

Для сокращения трудоемкости процесса монтажа элементов и прокладки коммуникаций системы управления используют типовые процессы — технологические нормы, которые содержат массовые, повторяющиеся операции и переходы, наименования и шифры применяемых инструментов, приспособлений, таблицы нормативов времени.

9.12. Технология монтажа, испытаний и контроля гидрогазовых систем

Гидрогазовыми называются системы, в которых в качестве одного из звеньев используется жидкость или газ.

Гидрогазовые системы можно разделить на следующие группы:

- гидравлические (рабочее вещество — АМГ-10 и др.);
- пневматические (рабочее вещество — воздух, азот);
- топливные (рабочее вещество — керосин, бензин и др. виды топлива);
- маслосистемы (рабочее вещество — различные виды масел);
- системы кондиционирования (рабочее вещество — воздух);
- кислородные системы (рабочее вещество — кислород);
- противопожарные системы (рабочее вещество — углекислота);
- система нейтрального газа (рабочее вещество — нейтральный газ);
- антиобледенительные спиртовые системы (рабочее вещество — спирт);

- антиобледенительные системы, работающие на выхлопных газах (рабочее вещество — выхлопные газы);
- силовые установки (рабочее вещество — горючая смесь и выхлопные газы).

На современных самолетах гидрогазовые системы выполняют следующие функции:

- выпуск и уборка шасси и закрылков;
- управление конусом воздухозаборника силовой установки;
- управление створками;
- управление рулем высоты;
- управление рулем направления;
- управление элеронами;
- уборка и выпуск тормозных щитков;
- уборка и выпуск закрылков;
- управление устройствами торможения колес и др.

Дефекты и отказы в гидрогазовых системах, встречающиеся в процессе их производства и эксплуатации, можно разделить на три группы:

1. Разрушение элементов гидрогазовой системы: обрывы трубопроводов, трещины в трубопроводах и ниппелях, разрушения ниппельного соединения по развальцовке и др.
2. Нарушение герметичности гидрогазовой системы.
3. Выход из строя отдельных агрегатов гидросистем (клапанов, золотниковых распределителей и пр.) в результате попадания в их полости механических частиц.

Перед началом монтажа гидрогазовых систем производится контроль геометрических форм всех труб и испытание их на прочность и герметичность. Перед испытанием на герметичность трубы продуваются сжатым воздухом и промываются спиртом-ректификатом или бензином, подаваемым под давлением.

Технологический процесс монтажа гидрогазовых систем включает в себя:

- установку механизмов (силовых цилиндров, рулевых машинок, дросселей) и крепление их к каркасу планера;

- монтаж трубопроводов и соединение их между собой и механизмами;
- предварительный контроль наружной геометрии соединений трубопроводов;
- монтаж емкостей;
- регулирование систем и механизмов.

В агрегатно-сборочных цехах при 100 %-процентном контроле качества монтажей проверяют: наличие зазоров между трубопроводами и элементами конструкции; соответствие выполненных монтажей принципиальным и монтажным схемам; отсутствие механических повреждений трубопроводов и других элементов системы; наличие бирок и маркировки.

Собранные пневматическая, противопожарная, противообледенительная, масляная и топливная системы продуваются воздухом. Кислородную систему продувают чистым азотом в агрегатно-сборочных цехах по отдельно смонтированным участкам до их подсоединения к агрегатам и готовым изделиям.

Гидросистемы в агрегатных цехах промывают жидкостью по отдельным участкам или проводят ее кольцевание. Промывочная жидкость непрерывно подается насосной станцией и, циркулируя, очищает систему от загрязнений.

Герметичность систем проверяют различными методами испытаний: гидростатическим, пневмогидравлическим, галоидным и гелиевым. На рис. 9.3 показаны принципиальная схема и общий вид установки для контроля герметичности топливных отсеков в агрегатно-сборочных цехах с применением щупа-течеискателя. В этом случае в качестве контрольной среды используют газ фреон.

При монтаже трубопроводов гидрогазовых систем разрешается пользоваться только чистым хромированным, омедненным или вороненым инструментом. При монтаже кислородной системы применяется хромированный или никелированный инструмент, который перед началом работы протирают чистым бензином и обдувают сжатым воздухом.

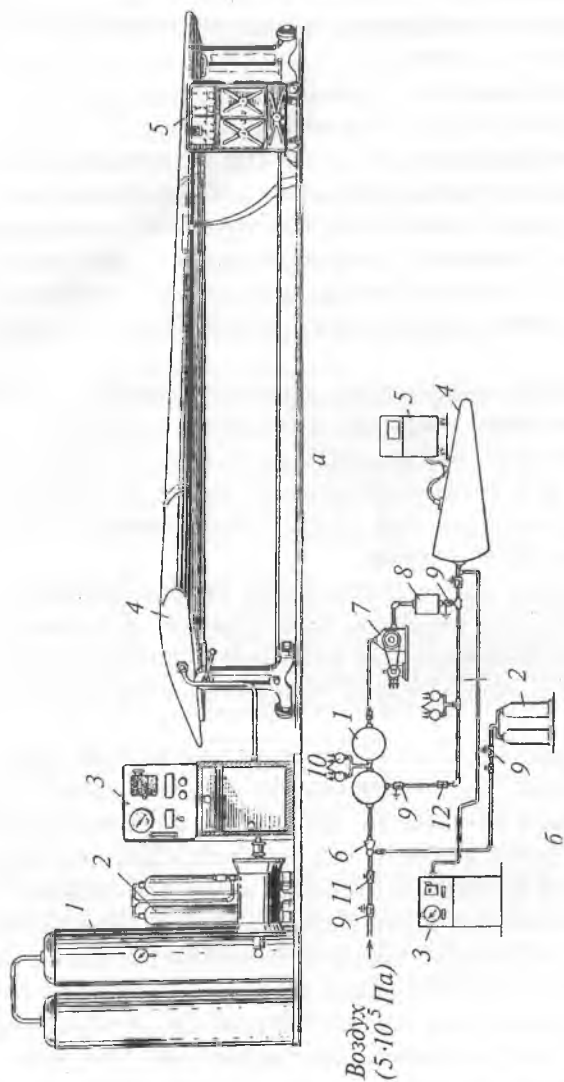


Рис. 9.3. Общий вид (а) и принципиальная схема (б) стенда для проверки герметичности трубопроводных систем: 1 — сборник воздушно-фреоновой смеси; 2 — баллон с фреоном; 3 — пульт управления; 4 — контролируемые отсеки; 5 — стенд ПГШ-1; 6 — смеситель; 7 — вакуум-насос; 8 — вакуум-камера; 9 — электроклапаны; 10 — манометрические датчики (рабочий и аварийный); 11 — редуктор давления; 12 — обратные клапаны

9.13. Технология монтажа, испытаний и контроля электро- и радиосистем

Процесс монтажа электро- и радиосистем самолета включает в себя:

- установку при помощи оснастки крепежных элементов (кронштейнов, хомутов, полочек);
- изготовление и прокладку жгутов и кабелей;
- непосредственный монтаж и проверку оборудования и агрегатов, включая готовые изделия (ГИЗы) и аппаратуру.

При выполнении монтажных работ к монтируемым объектам и к процессу монтажа предъявляется ряд технологических требований:

1. Все объекты монтажа (блоки, жгуты) подвергаются 100-процентному входному контролю.

2. Штепсельные разъемы (ШР) во время монтажа должны быть закрыты заглушками или целофаном и опломбированы.

3. Заглушки с электроразъемов разрешается снимать непосредственно перед монтажом или прозвонкой жгутов на изделия.

4. Проводка должна быть прочно и надежно закреплена на каркасе планера без разрушения изоляции.

5. Все токопроводящие элементы (провода, жгуты, кабели) не должны иметь в местах общей прокладки натяжений, изломов, переплетений и не должны лежать на острых кромках. Жгуты, присоединяемые к подвижным частям каркаса, должны иметь слабину (петлю), но не должны переплетаться и закрывать маркировку блоков.

Жгуты электро- и радиосистем раскладывают на специальных плазах (шаблонах) (рис. 9.4) согласно монтажным схемам, техническим условиям и другой документации. Контуры основного жгута и его отводов наносятся на плазе тушью или краской. По концам отводов предоставляют обозначения и номера наконечников, клемм и т. д. Для крепления проводов в местах изгибов и по концам используются шпильки. Также при раскладке проводов можно применять электрифицированные плазы с программным управлением.

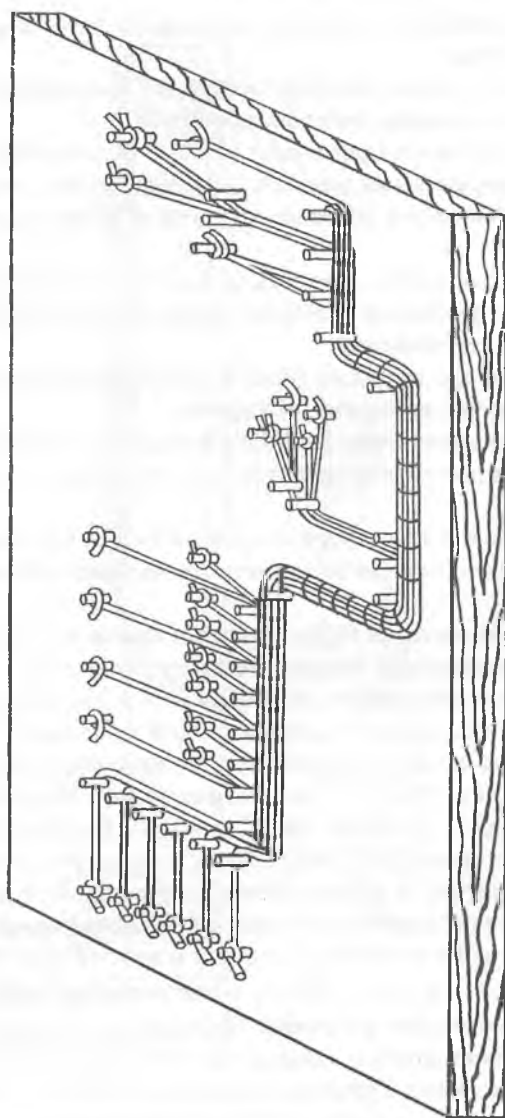


Рис. 9.4. Раскладка жгута на стене

Для вязки особо ответственных жгутов со сложной конфигурацией в пространстве применяются объемные пакеты, имитирующие условия прокладки жгута на самолете. Плазы и пространственные макеты являются важнейшими средствами обеспечения взаимозаменяемости при монтаже электрожгутов.

На рис. 9.5 показан типовой чертеж жгута, где дается вся информация для разработки технологического процесса, методов и средств контроля. По чертежу можно определить конфигурацию и внешнее оформление жгута, линейные размеры ответвлений и трассы проводов, причем для каждого конца провода указана заделка.

На рис. 9.6 показано типовое оформление жгута, разложенного и связанного на плазе.

Технологический процесс сборки отдельных проводов в жгут и контроль жгута включает в себя следующие основные операции:

- обрезку проводов по размерам чертежа жгута;
- маркировку проводов (маркирующим знаком или трубкой-биркой);
- раскладку проводов на плазе для вязки в жгут;
- вязку проводов в жгут ниточными бандажами;
- обшивку связанных жгутов специальными материалами (кожей, тканью, текстолитом);
- оплетание жгутов лентой или заделку их в трубки для предохранения изоляции проводов от механических повреждений;
- установку металлической экранирующей оплетки;
- надрезку, снятие и зачистку изоляции на концах проводов;
- заделку изоляции на концах проводов;
- облуживание концов проводов для паяных соединений;
- пайку проводов к штырям штепсельных разъемов, клеммам, кабельным наконечникам;
- опрессовывание кабельных наконечников (без пайки);
- сборка штепсельных разъемов (с припаянными к ним проводами);

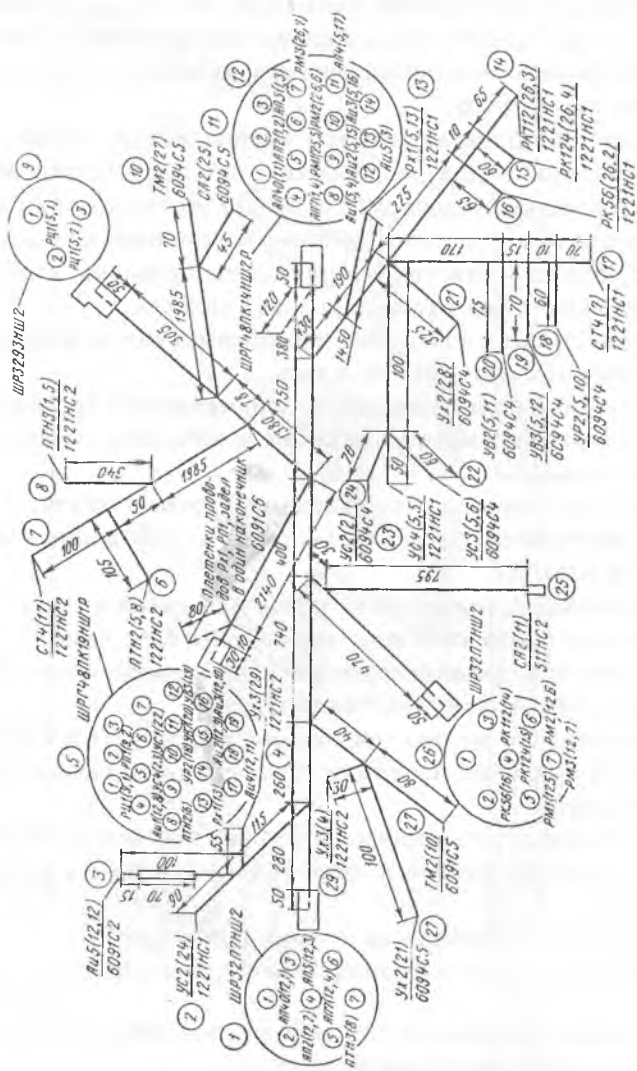


Рис. 9.5. Типовой чертаж жгута

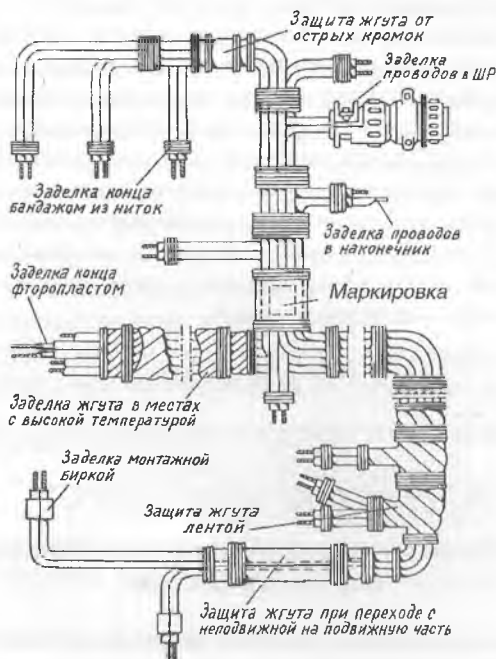


Рис. 9.6. Типовое оформление жгута

- контроль правильности пайки или опрессовки проводов;
- проверка целостности изоляции;
- проверка сопротивления и электрической прочности изоляции.

Степень оснащённости участков, на которых изготавливаются жгуты, зависит от масштаба производства. В мелкосерийном производстве обычно применяются средства малой механизации: приспособления для отрезки проводов, пневматические кусачки, ножи для отрезки высокочастотных кабелей, электротермоножи для надрезки изоляции, приспособления для зачистки и скручивания жил, машины для маркировки проводов. Крупносерийное производство обеспечивается автоматическими высокопроизводительными приспособлениями и оборудованием, а организация работ должна соответствовать принципам поточной линии.

Механизированные участки по изготовлению жгутов оборудуются автоматами, с помощью которых отмеряются и отрезаются провода различных сечений, надрезается и снимается изоляция с обоих концов провода, надеваются бирки-трубки, смачиваются флюсом и облуживаются концы проводов. Затем, после укладки и вязки жгутов на плазе, на специальной машине выполняется бандажировка.

Все готовые жгуты подвергаются контролю и испытаниям до установки и после монтажа на самолете. Для контроля параметров используют пульта автоматические с ручным переключением цепей.

ГЛАВА 10

ТЕХНОЛОГИЯ АЭРОДРОМНОЙ ОТРАБОТКИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА

10.1. Технология предполетной отработки бортовых систем

Наземная отработка самолета начинается, как правило, с взвешивания. Определяется масса и центровка самолета, не заправленного топливом. Затем определяется масса и центровка самолета с невырабатываемыми остатками топлива. Непосредственно перед испытательными полетами определяется масса и центровка самолета, полностью заправленного топливом.

Система управления самолетом проверяется для режимов как ручного, так и автоматического управления. Проверка систем управления включает в себя:

- определение углов отклонения органов управления;
- определение передаточных чисел;
- проверку работоспособности всех агрегатов системы;
- проверку кинематики всех движущихся узлов и деталей шасси;
- замер времени выпуска и уборки закрылков;
- контроль работы механизмов поворота переднего колеса шасси и тормозов.

Топливная система в первую очередь контролируется на герметичность, для чего вся топливная система надду-

вается до избыточного давления 15—20 Па и выдерживается в течение 6—8 часов.

При контроле высотного оборудования проверяется работоспособность агрегатов, определяются температура и расход воздуха в различных точках магистралей. Проверяются также гидравлическая, пневматическая, электрическая, радио-, радиолокационная и другие системы.

До завершения предполетной отработки бортовых систем самолета должна быть подготовлена эксплуатационная документация, включающая в себя:

- техническое описание самолета;
- инструкцию по технической эксплуатации самолета;
- формуляры на самолет и на комплектующие изделия;
- паспорта на покупные изделия.

Данные, полученные при предполетных отработках систем, вносятся в соответствующие формуляры (например, масса не заправленного топливом самолета, масса несливаемого топлива, масса полностью заправленного самолета).

Все дефекты, выявленные в процессе предполетной отработки бортовых систем самолета, заносятся в дефектные ведомости, по которым самолет после устранения всех обнаруженных дефектов допускается к летным испытаниям.

После предполетной отработки и автономного контроля электропроводных, трубопроводных и механических систем их контролируют в комплексе, чтобы выявить влияние систем друг на друга при совместной работе.

Для обеспечения объективного контроля бортовых систем в крупносерийном производстве можно применять комплексные аналоговые системы автоматизированного контроля или цифровые информационно-логические системы автоматического контроля.

Для проведения предполетной аэродромной проверки и отработки системы управления самолетом применяется контрольно-испытательная аппаратура, монтируемая на автомобильном прицепе.

Контрольно-испытательная установка генерирует сигналы, имитирующие условия полета и подает их в систе-

му управления самолета. Потенциометрические датчики, установленные на рулевых поверхностях самолета, преобразуют перемещения рулей и закрылков в электрические сигналы. Эти сигналы преобразуются в цифровой код и сравниваются с запрограммированными допустимыми значениями этих величин. Результаты сравнения отражаются индикаторами в виде сигналов "больше" — "норма" — "меньше" или "годен" — "не годен".

10.2. Технология летных испытаний опытных самолетов

Каждая новая модель самолета проходит ряд испытаний с момента его создания до внедрения в серийное производство. Наиболее ответственные, вновь созданные установки и агрегаты сначала испытываются и обрабатываются в специальных летающих лабораториях. Затем проводятся заводские испытания — осуществляется обработка и оценка систем бортового и наземного оборудования, определяются основные летно-технические и эксплуатационные характеристики. Далее производятся государственные испытания опытного самолета, в процессе которых определяется соответствие его реальных летно-технических данных и эксплуатационных характеристик техническому заданию на проектирование самолета. На государственных испытаниях решается вопрос о целесообразности запуска новой модели самолета в серийное производство.

После принятия решения о серийном производстве проводятся эксплуатационные испытания опытной партии самолетов и первых серийных самолетов. Эксплуатационные испытания выявляют наиболее характерные особенности наземной и летной эксплуатации самолета; пригодность и степень совершенства вспомогательного оборудования и технических средств; условия, обеспечивающие наибольшую регулярность и экономичность полетов на новом самолете и т.д.

Летные испытания опытных самолетов имеют некоторые особенности по сравнению с испытаниями серийных самолетов:

— наличие на опытном самолете специальной экспериментальной аппаратуры, позволяющей получить большее количество данных о летных характеристиках самолета и его бортовых систем;

— допускается проверка экстремальных режимов;

— по результатам летных испытаний отдельные элементы самолета могут заменяться и дорабатываться, т.е. возможны изменения в процессе испытаний.

Летные испытания опытного самолета позволяют определить его важнейшие летные характеристики:

— максимальную скорость полета;

— практический потолок;

— дальность и продолжительность полета;

— оптимальную скорость набора высоты;

— вертикальную скорость и время набора высоты.

Кроме того, определяются истинные взлетно-посадочные характеристики самолета: длина и время разбега, скорость отрыва самолета от взлетной полосы, длина и время пробега, посадочная скорость и другие взлетно-посадочные характеристики. Также при летных испытаниях по возможности проводят полеты с имитацией аварийных ситуаций, например, посадка однодвигательного самолета с отказавшим двигателем, взлет и посадка с одним отказавшим двигателем и др.

Весьма важным является испытание самолета на устойчивость и управляемость в процессе полета. При этом оценка этих параметров производится на всевозможных режимах и условиях полета: при допустимых скоростях полета, высотах, углах атаки и скольжения, при различной центровке, при полной и малой тяге двигателя, с автоматикой и без нее.

В комплексе испытаний опытных самолетов также проводятся специальные летные испытания на сваливание в штопор.

В процессе летных испытаний проводится отработка всех бортовых систем самолета в условиях нормальной эксплуатации и с имитацией отказов.

Во время летных испытаний опытных самолетов используется большее количество дополнительной экспе-

риментальной, бортовой и наземной аппаратуры и приборов. Визуальные и самопишущие приборы регистрируют большое число параметров: скорость, барометрическую высоту, отклонение рулей, перегрузку, угловые скорости, усилия на ручке или штурвале и педалях, обороты двигателя, расход горючего, углы атаки и скольжения, углы тангажа, крена и курса; давление и температуру в различных точках самолета; деформацию конструкции, амплитуду и частоту вибраций; ток и напряжение в автоматических и полуавтоматических системах и т.д.

В настоящее время при летных испытаниях широко применяется электронно-вычислительная техника, радиотелеметрия и магнитная запись.

До испытаний в воздухе первый опытный самолет испытывают на рулежке и подлетах.

Для выполнения первого вылета необходимы хорошие погодные условия: видимость — не менее 4—6 км, отсутствие низкой облачности и порывистого бокового ветра. Число членов экипажа должно быть минимальным, нагрузка также минимальная, запас топлива в баках — неполный. Время пребывания в воздухе легкого самолета не должно превышать 30—40 мин., тяжелого самолета 1—1,5 часа.

Двигатели при первом полете работают на взлетном режиме. Скорость отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы должна быть выше расчетной, угол атаки при взлете — меньше расчетного.

Планирование самолета на посадку выполняется по пологой глиссаде. Посадка производится на скорости, большей расчетной на 30—40 км/час, что улучшает управляемость самолета.

10.3. Технология летных испытаний серийных самолетов

При серийных летных испытаниях, в отличие от опытных, вся программа испытаний повторяется для самолетов одного и того же типа.

Основная задача серийных летных испытаний — выявление правильности регулировочных работ с целью до-

ведения всех параметров до норм, указанных в технических условиях; выявление и устранение дефектов и отказов покупных элементов систем, а также дефектов и отказов, которые возможны в процессе серийного производства из-за нарушений технологии.

При подготовке серийного самолета к летным испытаниям его заправляют топливом, сжатым воздухом и гидросмесью, наполняют кислородную систему самолета кислородом и проверяют ее герметичность; проверяют аварийные средства спасения (катапультируемые сиденья, работу аварийных люков т. д.); проводят общий осмотр самолета с целью устранения посторонних предметов; заряжают пиромеханизмы.

Работа двигателей проверяется на разных режимах: температурные режимы, давление масла, топлива; пусковая система; оборудование, источники тока, исправность переговорных устройств, радиосвязи и т.д. После этого самолет доставляется на списание девиации компасов, которое производится на специальном девиационном круге, позволяющем поворачивать самолет на 360° . Девиационное устройство (рис. 10.1) представляет собой круглую бетонную площадку, разбитую на румбы. В центре площадки имеется поворотная пята, сделанная из немагнитных материалов.

Сущность данного процесса заключается в определении углов расхождения радиополукомпаса с курсовыми углами пеленгаторной радиостанции на различных углах курса и в построении графика кривой девиации.

Затем самолет дозаправляется топливом и маслом, в нем устанавливаются эксплуатационные аккумуляторы и производится предполетный осмотр контролерами летной испытательной станции и летным экипажем завода. Самолет отправляется в первый полет.

Из экономических соображений количество испытательных полетов должно быть минимальным (в идеальном случае один испытательный полет на один испытуемый самолет). Поэтому для каждого полета разрабатывается специальный план. Полет планируется так, чтобы после выполнения каждого пункта программы испытаний само-

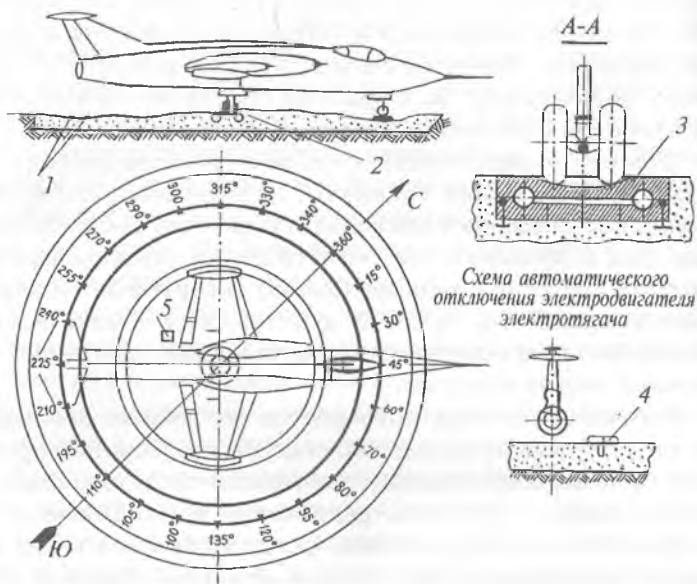


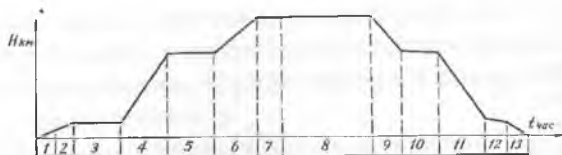
Рис. 10.1. Девиационное устройство: 1 — рельс; 2 — электротягач; 3 — пята; 4 — прерыватель; 5 — электроколонка

лет находился на высоте, наиболее подходящей для начала следующего испытания. Проверку каждой точностной и аэродинамической характеристики должны проводить при все более усложняющихся условиях. Некоторые виды испытаний должны проводиться при полной нагрузке в течение всего цикла или до того, как будет израсходована большая часть топлива.

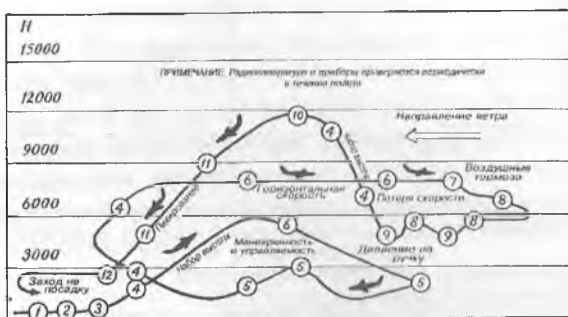
Графики испытательных полетов серийных самолетов существенно зависят от типа самолета, его назначения, конструктивных особенностей и т. д.

На рис. 10.2 приведены примерные графики испытаний самолетов разного типа и назначения. График, изображенный на рис. 10.2, б, более приемлем для испытаний легких самолетов, а на рис. 10.2, а — средних и тяжелых самолетов.

Перед взлетом испытуемого самолета проверяется подвижность и полнота отклонения рулей, стабилизатора и



а



б

Рис. 10.2. Примерные графики испытаний серийных самолетов:
 а — график полета тяжелого самолета: 1 — взлет; 2 — набор высоты H_1 ; 3 — измерение расхода топлива, проверка действия средств связи; 4 — набор высоты H_2 ; проверка действия радиооборудования, кислородного и высотного оборудования; 5 — измерение расхода топлива; 6 — набор высоты H_3 ; проверка работы кислородного и высотного оборудования; 7 — замер $V_{у макс}$; 8 — проверка действия коммутационных устройств, определение усилий на рычаги управления, разгерметизация кабины до давления F_1 ; 9 — снижение до высоты H_1 ; 10 — проверка действия средств связи на дальность; 11 — специальная часть программы; 12 — заход на посадку; 13 — посадка; б — график первого полета легкого самолета: 1 — осмотр самолета: рули управления, триммеры, сиденье летчика, привязные ремни, система питания топливом, крепление фонаря кабины, закрылки, подача воздуха в кабину, система подачи кислорода; общий осмотр радиоаппаратуры; 2 — руление: тормоза, носовое колесо (центровка, управление), общая проверка самолета; 3 — взлет: двигатели, уравновешенность, управление, закрылки, шасси; 4 — набор высоты: обороты двигателя, температура в сопле, давление в системе подачи топлива, управление и уравновешенность; 5 — управление: руль высоты, элероны, руль поворота, уравновешенность, устойчивость; 6 — максимальная горизонтальная скорость: замер скорости полета, мощности двигателя, температуры и давления, подачи топлива; 7 — управление воздушными тормозами вплоть до минимальной скорости; 8 — потеря скорости в различных условиях полета, управление на минимальной скорости, устойчивость самолета; 9 — замер давления на ручку управления; 10 — проверка давления в кабине, система питания кислородом, приемистость двигателя; 11 — пикирование до максимальной скорости, проверка работы рулей управления при прогрессивном возрастании скорости, давление на ручку управления, управляемость самолета; 12 — замер давления на ручку управления при выводе самолета из пикирования на максимальной скорости

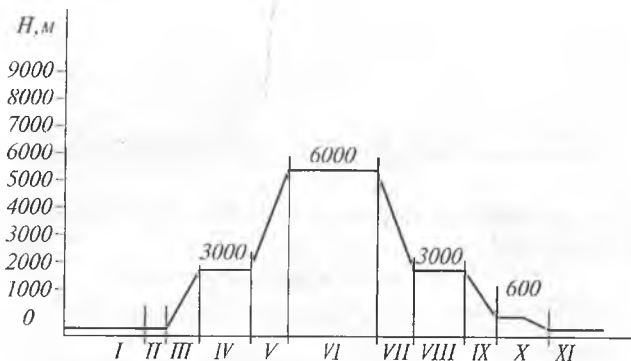


Рис. 10.3. График первого предьявительного (испытательного) полета турбовинтового пассажирского самолета средней дальности ИЛ-114:

I — руление до $V_{III} = 50$ км/ч; выполнение "змеек"; 1-я пробежка до 100 км/ч; 2-я пробежка до 120 км/ч; проверка управления самолетом, передней опоры, системы торможения; проверка работы СУ, реверса винтов; *II* — коррекция курса по ВПП на разбеге; *III* — проверка работы СУ, системы управления, взлетно-посадочных устройств; разовая коррекция координат МС по наземной РНС; *IV* — проверка работы СУ, системы оборудования при разгоне и торможении; *V* — проверка работы всех систем самолета, отсутствия ложных срабатываний ПОС в "сухом воздухе"; *VI* — разгон самолета до 380 км/ч, торможение до 300 км/ч; выполнение площадок по 2—3 мин. на скоростях 300, 350 и 380 км/ч; проверка стеклоочистителей, кислородной системы; *VII* — проверка работоспособности системы ПНО; энергетики; устойчивости и управляемости самолета; *VIII* — выпуск и уборка шасси на скорости 270 км/ч; выпуск и уборка закрылков; проверка устойчивости и управляемости самолета; *IX* — контроль параметров СУ и систем; *X* — выполнение двух заходов на посадку; *XI* — общее поведение самолета и систем при посадке

всех элементов механизации крыла; давление в пневмо- и гидросистемах, действие механизмов открывания и закрывания фонаря. После запуска двигателей проверяются пилотажные приборы, а также приборы контроля двигателя и работы топливной системы. Первый взлет самолета осуществляется после проверки тормозов при рулении на предельно большой скорости и последующей общей проверки систем самолета.

При послеполетной отработке проводят послеполетный осмотр самолета, разряжают пиромеханизмы, сливают топливо, стравливают кислород и наполняют кислородную систему нейтральным газом (азотом). Если после

летных испытаний имеются замечания экипажа самолета, то они устраняются, а в некоторых случаях производятся повторные испытания. В ряде случаев планируются два испытательных полета.

Завершающим этапом в технологической последовательности производства самолетов является работа экспедиции, которая зависит от вида отправки самолета по назначению. При отправке самолета воздушным путем экспедиция консервирует съемное оборудование и запасные части. Если отправка предусмотрена наземным или водным транспортом, то самолет расстыковывают по разъемам, разъединяют коммуникации, консервируют стыковые узлы, герметизируют места разъемов и упаковывают части самолета в специальную тару.

Для выполнения комплекса работ по предполетной отработке систем самолета и летных испытаний цех оснащен соответствующим оборудованием, состоящим из следующих основных групп.

1. Технологическое оборудование для подготовки систем к полетам:

- контрольно-испытательные стенды для автономного и комплексного контроля бортового оборудования;
- ремонтное оборудование аэродромных мастерских.

2. Оборудование общего назначения:

- универсальные питающие (электро-, пневмо-, гидроагрегаты) и заправочные агрегаты (топливозаправщик, маслозаправщик, воздухозаправщик, кислородная зарядная станция, заправщик огнегасящими средствами), отработочные стенды для гидрогазовых систем;
- подъемно-транспортные машины (самоходные краны, самоходные площадки, тягачи, грузовые тележки и т. д.);
- специальные моечные машины для удаления снега и льда с поверхности самолетов;
- средства малой механизации (гидроподъемники, лестницы, стремянки), средства для закрепления самолетов при прогонке двигателей, трубы для глушения шума.

3. Сооружения, склады и хранилища: аккумуляторная станция, взлетно-посадочные полосы и рулежные дорож-

ки, подъездные пути, сигнальные огни, грузозащитные средства, а также служебные и бытовые помещения.

4. Оборудование для обнаружения и наведения на аэродром летящих самолетов: передвижные и стационарные установки для дальнего и ближнего обнаружения, наведения, приводные радиостанции, система слепой посадки, телефонная и радиосвязь, антенные поворотные устройства, вычислительные центры, командные пункты.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Абибов А. Л., Бирюков Н. М., Бойцов В. В.* и др. Технология самолетостроения. М.: Машиностроение, 1982. — 552 с.
2. *Барвинок В. А., Пытьев П. Я., Корнев Е. П.* Основы технологии в производстве летательных аппаратов. Учебник. М.: Машиностроение, 1995. — 398 с.
3. *Барвинок В. А., Чижов А. А., Патяев Е. И.* и др. Основные технологические процессы общей сборки в производстве летательных аппаратов. Учебное пособие. Самара: СГАУ, 1993. — 83 с.
4. *Берсудский В. Е., Крысин В. Н., Лесных С. И.* Технология изготовления сотовых авиационных конструкций. М.: Машиностроение, 1971. — 192 с.
5. *Григорьев В. П.* Сборка клепаных агрегатов самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1975. — 344 с.
6. *Григорьев В. П.* Взаимозаменяемость агрегатов самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. — 259 с.
7. *Григорьев В. П., Ганиханов Ш. Ф.* Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1977. — 140 с.
8. *Егор С. М., Матвеевко А. М., Шаталов И. А.* Основы авиационной техники. М.: МАИ, 1999. — 576 с.
9. *Ершов В. И.* и др. Технология сборки самолетов. М.: Машиностроение, 1986.
10. *Житомирский Г. И.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1995. — 416 с.
11. *Назаров Э. М.* Соединения, применяемые в самолетостроении. Ташкент, ТашПИ, 1985. — 76 с.
12. *Никольский А. А.* Основы монтажа сборочных приспособлений. М.: МАИ, 1975. — 51 с.
13. Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве летательных аппаратов. Под редакцией проф. В. А. Борвинка. М.: Машиностроение, 1996. — 576 с.
14. Технология производства летательных аппаратов. Под ред. В. Г. Кононенко. Киев.: "Вища школа", 1974. — 222 с.
15. *Чернышов А. В.* Технология монтажа и испытания бортовых систем летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. — 333 с.
16. *Ярковец А. И.* Основы механизации и автоматизации технологических процессов в самолетостроении. М.: Машиностроение, 1981. — 192 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ	3
Глава 1. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ	10
1.1. Конструктивно-технологическое и эксплуатационное членение планера самолета	10
1.2. Виды разъемов планера	12
1.3. Понятие о технологическом процессе и его составляющих	14
1.4. Понятие технологичности конструкции изделия	16
1.5. Количественная оценка технологичности конструкции	18
1.6. Общая характеристика соединений, применяемых в самолетостроении	18
Глава 2. ЗАКЛЕПОЧНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ	20
2.1. Типы заклепок	22
2.1.1. Заклепки обычные стержневые	22
2.1.2. Заклепки высокопрочные	25
2.1.3. Заклепки для швов с односторонним подходом	27
2.1.4. Заклепки повышенного ресурса	30
2.1.5. Заклепки с ограниченной раздачей стержня(ЗОРС)	33
2.1.6. Трубочатые заклепки	35
2.2. Последовательность работ по выполнению клепаного соединения	35
2.3. Образование отверстий и гнезд под заклепки	37
2.4. Методы клепки	45
2.4.1. Ударная клепка	45
2.4.2. Прессовая клепка	48
2.4.3. Прессовая групповая клепка	51
2.4.4. Клепка на клепальных автоматах	55
2.4.5. Клепка переносными прессами	60
2.4.6. Преимущества прессовой и автоматической клепки по сравнению с ударной клепкой	62
2.5. Герметизация заклепочных и болтовых соединений	63
2.5.1. Назначение и способы герметизации клепаных швов	63
2.5.2. Виды герметиков	66
2.5.3. Технологический процесс сборки изделий с герметизацией заклепочных швов	68
2.5.4. Контроль герметичности швов и изделий	69
2.5.5. Контроль качества клепаных швов	72
Глава 3. РЕЗЬБОВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ	75
3.1. Общая характеристика резьбовых соединений	75

3.2. Выполнение болтовых соединений	76
3.3. Стопорение резьбовых соединений	80
3.4. Выполнение высокоресурсных болтовых соединений	82
Глава 4. СВАРНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ	83
4.1. Сущность процесса сварки	84
4.2. Способы сварки	86
4.3. Сварка плавлением	86
4.3.1. Дуговая сварка	87
4.3.2. Сварка в среде защитных газов	88
4.3.3. Автоматическая сварка под слоем флюса	90
4.3.4. Плазменная сварка	92
4.3.5. Атомно-водородная сварка	93
4.3.6. Газовая сварка	93
4.3.7. Электронно-лучевая сварка	94
4.3.8. Фотонная (световая) сварка	95
4.3.9. Лазерная сварка	96
4.3.10. Автоматическая электрошлаковая сварка	96
4.4. Оборудование и инструмент для сварки плавлением	97
4.5. Сварочные материалы для дуговой сварки	99
4.6. Основные операции технологического процесса сборки-сварки плавлением	99
4.7. Контроль качества сварных соединений	102
4.8. Сварка давлением	105
4.8.1. Контактная электросварка	105
4.8.2. Холодная сварка	107
4.8.3. Диффузионная сварка	107
4.8.4. Сварка трением	108
4.8.5. Ультразвуковая сварка	108
4.9. Сварка в космосе	109
4.10. Сварка титановых сплавов	110
4.11. Сварка алюминиевых сплавов	111
Глава 5. ПАЯНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ	112
5.1. Припой и область их применения	113
5.2. Технологический процесс выполнения пайки	114
5.3. Пайка панелей с сотовым наполнителем	115
Глава 6. КЛЕЕВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ	117
6.1. Особенности клеевых соединений	117
6.2. Классификация клеев	118
6.3. Типы клеевых соединений	119
6.4. Технологический процесс изготовления алюминиевой клееной сотовой конструкции	121
6.5. Основные операции процесса склеивания	124

Глава 7. ПРОЦЕССЫ СБОРКИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА ...	125
7.1. Специфические особенности сборочных работ в самолетостроении	125
7.2. Общая характеристика сборочных работ в самолетостроении	126
7.3. Требования к точности обводов агрегатов и их взаимному расположению	128
7.4. Методы сборки	129
7.5. Сборочные базы при сборке в приспособлениях	138
7.5.1. Сборка по базе — поверхности каркаса	138
7.5.2. Сборка по базе — внешняя поверхность обшивки	141
7.5.3. Сборка по базе — внутренняя поверхность обшивки	144
7.5.4. Сборка базированием по координатно-фиксирующим отверстиям (КФО)	146
7.5.5. Базирование по отверстиям под стыковые болты (ОСБ)	148
7.5.6. Сравнительный анализ различных методов сборки и базирования	149
7.6. Сборка отсеков и агрегатов самолета	153
7.6.1. Конструктивно-технологическая характеристика отсеков и агрегатов	153
7.6.2. Сборка отсеков и агрегатов непанелированной конструкции	154
7.6.3. Процесс сборки агрегатов панелированной конструкции	156
7.7. Сборка агрегатов из отсеков	159
7.8. Контроль точности обводов агрегатов	163
7.9. Технологический процесс общей сборки самолета	166
7.10. Современные способы производства авиационной техники	177
Глава 8. СБОРОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ	183
8.1. Общие понятия	183
8.2. Классификация сборочных приспособлений	185
8.3. Конструкция сборочных приспособлений	186
8.4. Проектирование сборочных приспособлений	190
8.5. Изготовление элементов сборочных приспособлений	192
8.6. Способы монтажа сборочных приспособлений	196
8.6.1. Монтаж приспособлений при помощи координатных стендов	197
8.6.2. Монтаж сборочных приспособлений при помощи эталонно-шаблонной оснастки	200

8.6.3. Монтаж и контроль сборочных приспособлений при помощи оптических приборов	203
8.7. Расчет сборочных приспособлений на жесткость	207
Глава 9. ТЕХНОЛОГИЯ МОНТАЖА И ИСПЫТАНИЙ БОРТОВЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА	209
9.1. Общая характеристика монтажных и контрольно-испытательных работ	209
9.2. Классификация бортовых систем самолета	211
9.3. Особенности бортовых систем самолета	211
9.4. Классификация монтажных работ	213
9.5. Классификация контрольно-испытательных работ	214
9.6. Размещение оборудования на борту самолета	217
9.7. Директивные технологические материалы на монтажные и контрольно-испытательные работы	217
9.8. Распределение монтажных и контрольно-испытательных работ по подразделениям серийного завода	218
9.9. Отработка и контроль бортовых систем на контрольно-испытательной станции (КИС)	220
9.10. Проектирование технологических процессов монтажных и контрольно-испытательных работ	220
9.11. Технология монтажа систем управления самолетом	222
9.12. Технология монтажа, испытаний и контроля гидрогазовых систем	223
9.13. Технология монтажа, испытаний и контроля электро-и радиосистем	227
Глава 10. ТЕХНОЛОГИЯ АЭРОДРОМНОЙ ОТРАБОТКИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА	232
10.1. Технология предполетной отработки бортовых систем	232
10.2. Технология летных испытаний опытных самолетов	234
10.3. Технология летных испытаний серийных самолетов	236
ЛИТЕРАТУРА	243

*Эркин Мухаммедович Назаров,
Александр Владимирович Бубнов*

**ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ, МОНТАЖА И ИСПЫТАНИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Редактор *И. Богодарова*
Художественный редактор *Х. Мехмонов*
Технический редактор *Т. Харитонова*
Компьютерная верстка *Г. Отаскевич*

Сдано в набор 22.01.03. Подписано в печать 23.05.03.
Формат 84 × 108^{1/32}. Гарнитура "Антиква". Печать офсетная.
Усл.печ.л. 13,02. Уч.изд.л. 12,95. Тираж 1000. Заказ № 66.
Цена договорная.

Издательство "Ўзбекистон", 700129, Ташкент, Навои, 30.
Изд. № 46—02.

Отпечатано на Ташкентской книжно-журнальной фабрике
Узбекского агентства по печати и информации.
Ташкент, Юнусабад, улица Мурадова, 1

"ЎЗБЕКИСТОН"