

М.Н.Горбунов ОСНОВЫ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ

М.Н.Горбунов

ОСНОВЫ
ТЕХНОЛОГИИ
ПРОИЗВОДСТВА
САМОЛЕТОВ

М. Н. ГОРБУНОВ

Горбунов
1976



ОСНОВЫ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ

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



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1976

Рецензенты канд. техн. наук *А. С. Зажигин*
и кафедры технологии производства летательных аппаратов
Московского авиационного института
имени Серго Орджоникидзе

Горбунов М. Н. Основы технологии производства самолетов. М., «Машиностроение», 1976, 260 с.

В книге рассмотрены основы проектирования технологических процессов, а также технологического оснащения применительно к производству самолетов. Описаны специфика этой отрасли машиностроения, технологическая подготовка серийного производства и методика разработки оптимального варианта технологических процессов. Приведены основные положения о надежности и технологичности машин, описаны методы их достижения. Указаны основные направления обеспечения экономической эффективности технологических процессов — снижения себестоимости машин, увеличения производительности труда и сроков окупаемости капитальных вложений на технологическое оснащение.

Учебник предназначен для студентов авиационных вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение». Он может быть также полезен инженерам научно-исследовательских организаций и предприятий авиационной промышленности.

Табл. 5, ил. 118, список лит. 28 назв.

Михаил Николаевич Горбунов

ОСНОВЫ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ

Редактор издательства *Г. Ф. Лосева*
Технический редактор *В. И. Орешкина*

Художник *Л. С. Вендров*
Корректор *В. Е. Блохина*

Сдано в набор 19/XI 1975 г.
Формат 60×90¹/₁₆
Печ. л. 16,25
Цена 79 коп.

Подписано к печати 2/III 1976 г.
Тираж 6500 экз.

Т—03067
Бумага № 2
Уч.-изд. л. 16,02
Изд. зак. 3954

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 4395.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Любая машина может быть изготовлена с использованием различных методов и средств производства. Одни из них обеспечивают лучшую точность и взаимозаменяемость ее элементов, другие — бóльшую надежность и долговечность, третьи — наименьшую себестоимость, более высокую производительность труда и т. д. Выбор оптимального варианта из многих возможных вариантов технологических процессов представляет собой не простую задачу, особенно для такого сложного изделия, как самолет. Удовлетворение требований одного направления, например, качественных показателей, часто отрицательно влияет на другие показатели — трудоемкость, себестоимость, цикл подготовки производства и др. Поэтому прежде чем изучать курсы, посвященные конкретным процессам обработки деталей и сборки из них узлов, агрегатов и самолета в целом, будущий специалист должен знать курс основ технологии производства самолетов, объединяющий те важнейшие положения и требования, на основе которых осуществляется проектирование технологических процессов изготовления изделий и необходимых для этого орудий труда: технологического оборудования, приспособлений и инструмента.

Проект самолета материализуется на предприятии путем реализации десятков и сотен тысяч частных технологических процессов изготовления элементов конструкции, их сборки, монтажа систем и проведения испытаний. От качества этих технологических процессов зависят трудоемкость изготовления и себестоимость самолета, численность рабочих и производительность их труда, состав и количество технологического оснащения и другие технико-экономические показатели предприятия. В связи с этим к технологическим процессам предъявляют основное требование: при заданных конкретных условиях производства обеспечить изготовление самолета с заданными качественными показателями при минимальных затратах средств и труда.

В настоящей книге дана общая характеристика самолетостроительного производства; описаны технологические пути достижения заданных параметров качества по точности и взаимозаменяемости, по надежности и технологичности деталей, узлов и агрегатов самолета, а также пути обеспечения экономической эффективности технологических процессов; приведены общие сведения о технологической подготовке серийного производства и описаны методы сокращения ее стоимости и сроков.

В создание основ технологии машиностроения большой вклад внесли советские ученые Б. С. Балакшин, Н. А. Бородачев, А. П. Соколовский, А. И. Каширин и др. В их трудах определены общие направления обеспечения высокой эффективности производства, изложены результаты исследования в области обеспечения точности деталей и узлов машин с привлечением для решения этой задачи математической статистики, теории вероятностей, теории размерных цепей.

Технологические пути достижения требуемого качества самолетов и обеспечение высокой экономической эффективности технологических процессов самолетостроительного производства имеют существенные отличия по отношению к общему машиностроению из-за характерных особенностей объекта производства. Точность и взаимозаменяемость деталей, узлов и агрегатов самолета обеспечиваются особыми методами и средствами, учитывающими сложность теоретических контуров планера, жесткость деталей и узлов и большие их размеры. К надежности и долговечности самолетов предъявляются очень высокие требования, поэтому обеспечение этих параметров обусловило появление на самолетостроительных заводах сложной системы контроля и испытаний. Немалые трудности вызывает также обеспечение экономической эффективности технологических процессов изготовления самолетов в условиях небольшого объема производства.

Указанные особенности самолетостроения обусловили применение на заводах специфичных процессов и орудий производства, методов обеспечения точности и взаимозаменяемости, надежности и технологичности. В развитии технологии производства самолетов существенную роль сыграли труды В. В. Бойцова, С. А. Вигдорчика, А. Л. Абибова, В. П. Григорьева, И. А. Зернова, В. А. Тихомирова, В. Г. Кононенко, М. И. Лысова, А. Н. Громовой, В. Н. Крысина и др. Большой вклад в развитие новых методов и средств производства самолетов вносит Научно-исследовательский институт авиационной технологии (НИАТ).

Настоящий учебник соответствует программе курса «Основы технологии производства самолетов», читаемого студентам, обучающимся по специальности «Самолетостроение». При подготовке рукописи были учтены критические замечания и пожелания рецензентов проф. А. Л. Абибова, проф. В. П. Григорьева, канд. техн. наук, доц. Н. М. Бирюкова и канд. техн. наук А. С. Зажигина, которым автор выражает глубокую признательность. Автор выражает также благодарность сотрудникам кафедры «Технология производства летательных аппаратов» Московского авиационного технологического института за ценные советы, высказанные при подготовке рукописи.

Глава 1

ВВЕДЕНИЕ В ТЕХНОЛОГИЮ ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ

1.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Технология — это наука о методах и средствах производства разных видов изделий. *Под методами производства* будем понимать отдельные способы изготовления деталей и их сборки: механическую обработку, объемную листовую штамповку, литье, электрохимическую обработку, термическую обработку, сварку, клепку, различного вида монтажные работы и испытания. Наука о методах производства включает сведения о том, какими наиболее рациональными для заданных условий методами можно изготовить детали машины; какие методы применить для ее сборки, монтажа и испытаний; как рассчитать деформирующие силы при выполнении отдельных операций, режимы, оптимальные условия, обеспечивающие наилучшее качество; она включает теоретические сведения о физической и механической сущности процессов.

Для реализации выбранного метода производства нужны *средства производства, объект труда и орудия производства*, к которым относятся инструменты, технологические и контрольные приспособления, технологическое оборудование и средства автоматизации. В комплексе все эти орудия производства можно назвать *технологическим оснащением*.

Наука о средствах производства включает: основы проектирования, конструирования и расчетов технологического оснащения; выбор видов оснащения, их компоновки, расчет приводов, расчет узлов и отдельных элементов на прочность и жесткость, расчет и конструирование автоматизированных систем управления.

На рис. 1 показаны структурные составляющие технологии. Методы производства включают отдельные виды работ, а каждый вид работ объединяет более мелкие составляющие, которые komponуются по технологическим признакам. Например, листовая штамповка включает: гибку, вытяжку, раздачу, обжим и др.; механическая обработка: фрезерование, точение, сверление,

шлифование и др.; литье: литье в земляные формы, литье в кокиль, литье по выплавляемым моделям и др.

Точно так же орудия производства включают отдельные виды оснащения (оборудование, приспособления, инструмент), а далее каждый вид оснащения объединяет более мелкие составляющие — оснащение по видам работ. Например, технологичес-

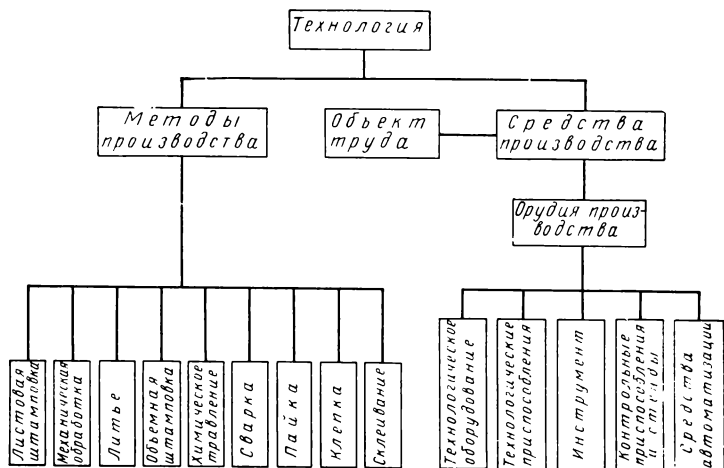


Рис. 1. Структурные составляющие технологии

кое оборудование разделяется на штамповочное, металлорежущее, сварочное, клепальное и оборудование для других видов работ; технологические приспособления разделяются на станочные, сварочные, сборочные и другие приспособления. Так же по технологическому признаку разделяются инструменты, контрольные приспособления и средства автоматизации.

Различные методы и средства производства используются для изготовления определенных видов изделий. Соединение методов и средств производства в трудовом процессе людей образует *производственный процесс*, в результате совершения которого создается готовое изделие.

Технологический процесс является составной и главной частью производственного процесса.

К *технологическим процессам* относятся процессы, в результате совершения которых исходные материалы или полуфабрикаты изменяют свое качественное состояние: размеры и форму, механические или физические свойства, чистоту и свойства поверхностей. При помощи этих процессов изготавливают разнообразные детали, собирают детали в узлы, а узлы в агрегаты, монтируют и испытывают системы, из агрегатов собирают самолеты, вертолеты, ракеты. Например, на самолетостроительный

завод привозят листовые полуфабрикаты, прессованные профили, трубы, слитки, штамповки и поковки; завозят готовые изделия: приборы, двигатели, радиоаппаратуру, изделия специального назначения. Все эти виды полуфабрикатов и изделий распределяются по цехам завода, где в одной группе цехов в результате литья, штамповки, точения, фрезерования, шлифования и других видов механической, термической, электрохимической, электрофизической обработки изготавливают детали; в другой группе цехов из отдельных деталей при помощи сварки, склеивания, болтовых соединений, склеивания собирают узлы, из узлов — агрегаты, из агрегатов — планер самолета.

В сборочных цехах производят монтаж двигателей, шасси, управления, пневмогидравлических, электро- и радиосистем, навешивают рули, элероны. Из цеха окончательной сборки выкатывается на аэродром готовый к испытаниям самолет. Качественное изменение исходных полуфабрикатов на пути от материального склада до аэродрома сопряжено с большими трудовыми затратами рабочих и инженеров, с эксплуатацией парка разнообразного технологического оборудования, разнообразных технологических приспособлений и инструмента, специально сконструированных и изготовленных для облегчения труда и повышения его производительности.

Разработанные технологические процессы лежат в основе всей организации производства; на их основе определяются показатели предприятия: численность рабочих, количество и площади цехов, номенклатура и количество технологического оборудования, технологических и контрольных приспособлений и инструмента. Качество и технический уровень технологических процессов обуславливают качество и технический уровень производства в целом. Конструкция новой машины дает лишь общее представление о типе предприятия, которое требуется для ее изготовления в необходимом количестве. Однако точный объем и мощность предприятия определяются только на основе разработанных технологических процессов.

Технологический процесс определяет последовательность изготовления детали, сборки узла, агрегата, последовательность монтажных работ и испытаний, определяет вид и количество применяемых приспособлений, инструментов, оборудования, а также затраты труда. Для изготовления летательного аппарата разрабатывают десятки тысяч технологических процессов.

Технологический процесс расчленяется на отдельные операции (рис. 2), последовательное выполнение которых и обеспечивает превращение полуфабрикатов в готовое изделие. *Операцией* называется составная часть технологического процесса, непрерывно выполняемая на одном рабочем месте над определенным изделием. Например, при изготовлении детали путем штамповки операциями могут быть: отрезка полосы на гильотинных ножницах, вырубка заготовки на кривошипном прессе, вытяжка

на прессе двойного действия и т. д. При изготовлении детали путем механической обработки возможными операциями могут быть: точение, фрезерование, сверление, шлифование, выполняемые на соответствующих станках.

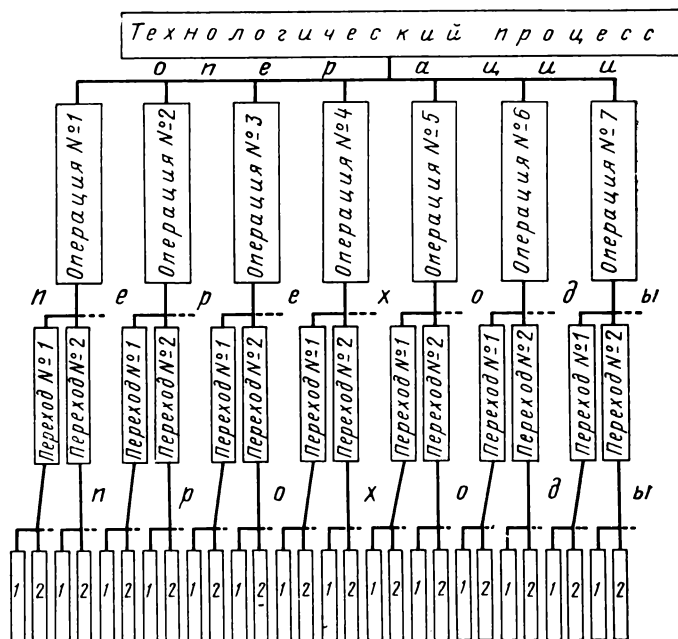


Рис. 2. Структурные составляющие технологического процесса

В основе членения технологического процесса на операции лежат как технологические, так и организационные принципы. Операции назначаются по видам работ, по применяемому оборудованию, но в то же время операции являющиеся элементами технологического процесса, в соответствии с которыми производится организация рабочих мест, осуществляется производственное планирование, учет, нормирование труда и т. д.

Операции, в свою очередь, формируются из более мелких элементов технологического характера — из переходов (см. рис. 2). *Переходом* называется составная часть операции, осуществляемая одним и тем же инструментом относительно одной поверхности при неизменном режиме обработки. Например, формообразование поверхности путем точения является переходом, образование отверстия сверлением, расклепывание заклепки — это также переходы. Если обработка одной и той же поверхности производится не за один проход резца, а за несколько,

то в этом случае эти проходы являются более мелкими технологическими элементами, из которых составляются переходы.

Итак, составными частями технологического процесса являются операции, расчленяемые затем на переходы и проходы. Однако кроме основных действий, связанных с непосредственной обработкой полуфабрикатов, в операции включаются для исполнения целый ряд действий вспомогательного характера, например, закрепление заготовки в станке или приспособлении, установка и снятие инструмента, включение и выключение станка, снятие готовой детали и т. д.

Кроме технологических в производственный процесс входят другие процессы, которые, не являясь технологическими, обеспечивают нормальную и успешную реализацию технологических процессов. Это работы, связанные с обслуживанием подразделений основного производства: управление производством, материально-техническое снабжение, учет и сбыт продукции, обеспечение участков электроэнергией, сжатым воздухом, осуществление отопления и освещения помещений и др. Поэтому наряду с технологическим процессом вводится еще одно более общее понятие, понятие о производственном процессе. *Производственный процесс* — это комплекс всех трудовых процессов, выполняемых на предприятии.

1.2. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ИЗГОТОВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

На рис. 3 схематично показана последовательность изготовления самолета. Изготовление самолета можно разбить на шесть основных этапов.

1. Изготовление деталей при помощи различных методов: механической обработки, листовой и объемной штамповки, литья, электрохимических, электрофизических методов и др. Основными группами деталей самолета являются: наружные обшивки, обечайки, стрингеры, детали нервюр, шпангоутов, лонжеронов, монолитные панели, подмоторные рамы, фитинги и стыковочные элементы, детали шасси, трубопроводов и др.

2. Сборка узлов: панелей, шпангоутов, лонжеронов, нервюр и др. Основными методами соединения деталей в узлы являются: клепка, сварка, склеивание, пайка, соединение болтами.

3. Сборка агрегатов: фюзеляжей, центропланов, крыльев стабилизаторов, килей, шасси. Узлы собираются в агрегаты при помощи клепки, болтовых соединений, сварки.

4. Общая сборка планера из агрегатов. Части крыльев, отсеки фюзеляжей, хвостовое оперение соединяют главным образом при помощи болтов.

5. Монтажные и стыковочные работы, к которым относятся: установка двигателей, средств взлета и посадки (шасси), органов управления, монтаж пневмогидравлических систем, электро-

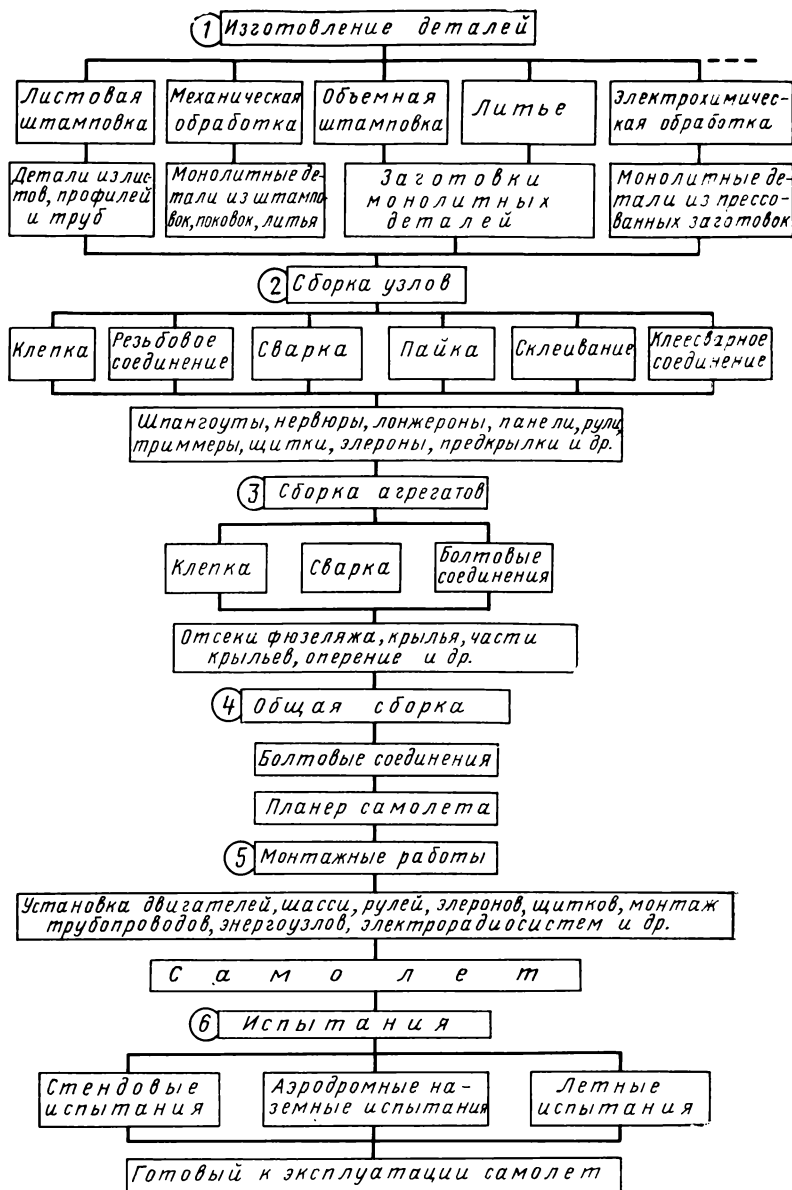


Рис. 3. Последовательность изготовления самолета

и радиосистем, навигационного и другого оборудования, аппаратуры и приборов.

Монтажные работы ведутся не только после окончательной сборки планера, но и на этапе агрегатной и даже узловой сборки планера, т. е. отдельные элементы систем устанавливаются при сборке узлов и агрегатов. Монтажные работы характери-

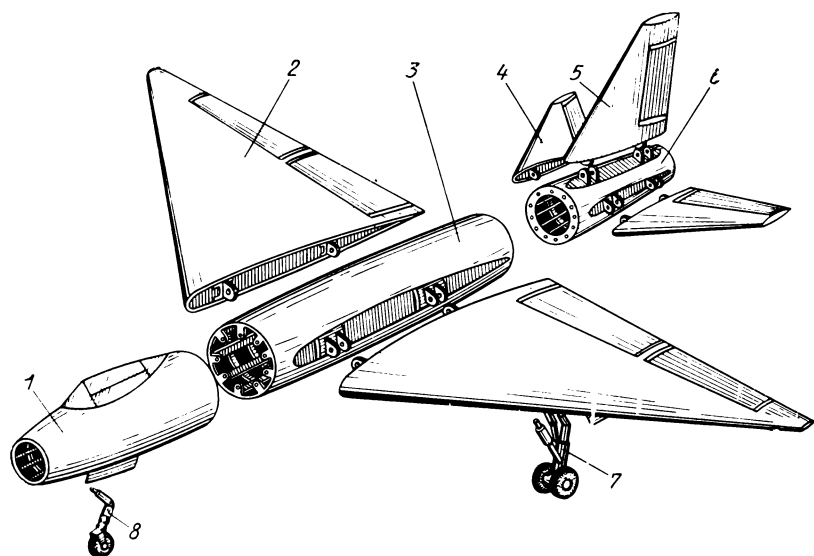


Рис. 4. Конструктивно-технологическое членение планера самолета:

1—носовая часть фюзеляжа; 2—крыло; 3—средняя часть фюзеляжа; 4—стабилизатор; 5—киль; 6—хвостовая часть фюзеляжа; 7—основное шасси; 8—передняя стойка шасси

зуются большим разнообразием технологических процессов; здесь выполняется много болтовых соединений (навеска двигателей, шасси, рулей и др.), применяется пайка (соединение электропроводов), сварка (соединение трубопроводов); заметный объем занимают слесарные работы (прокладка электрожгутов, трубопроводов, установка оборудования, приборов и др.).

6. Испытания являются заключительным этапом изготовления самолета. Контроль и испытание на функционирование различных систем производится на контрольно-испытательных стендах, на аэродромах (наземные испытания); летные испытания являются комплексным и завершающим испытанием.

На структуру и последовательность технологического процесса большое влияние оказывает *конструктивно-технологическое членение* летательного аппарата, под которым понимается разделение его планера на агрегаты, агрегатов — на отсеки и узлы, узлов — на детали и подузлы. На рис. 4 показано членение планера самолета на агрегаты, а на рис. 5 — членение крыла (агрегата) на узлы.

Членение называется конструктивно-технологическим, так как оно назначается частично исходя из удобств эксплуатации (конструктивные или эксплуатационные разъемы), а частично для обеспечения оптимального варианта технологического процесса (технологические разъемы). Соединение узлов или агре-

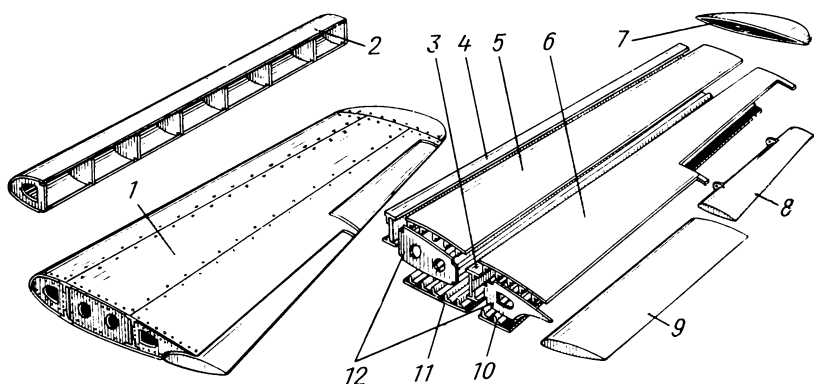


Рис. 5. Конструктивно-технологическое членение крыла самолета:

1—крыло в собранном виде; 2—носовая часть крыла; 3—задний лонжерон; 4—передний лонжерон; 5—верхняя панель кессона крыла; 6—верхняя панель хвостовой части крыла; 7—концевой обтекатель; 8—элерон; 9—закрылок; 10—нижняя панель хвостовой части крыла; 12—кессонная и хвостовая части нервюры

гатов по конструктивным разъемам производят болтами или винтами. Это — разъемные соединения; они позволяют один агрегат или узел заменить другим, открыть доступ к внутренним коммуникациям в любом отсеке самолета. Соединение узлов по технологическим разъемам может производиться заклепками, сваркой, склеиванием, пайкой. Это — неразъемные соединения. Технологическое членение назначается только для расширения фронта работ при сборке и сокращения цикла изготовления самолета.

После сборки узлов технологические разъемы исчезают и, например, в крыле нельзя заменить лонжерон или нервюру, так как соединение лонжерона и нервюры с панелями крыла может быть произведено заклепками или сваркой, и разъем этот носит чисто технологический характер. Вполне очевидно, что собрать крыло из предварительно собранных узлов (нервюры, лонжероны, панели) проще и быстрее, чем собрать его из отдельных деталей.

Членение самолета на агрегаты, отсеки, узлы, детали назначается исходя из уровней развития различных методов производства, технических характеристик технологического оборудования и других видов средств производства, исходя из удобств

подходов при сборке узлов и агрегатов и применения прогрессивных методов изготовления деталей и сборки. Однако членение учитывает также требования, обусловленные улучшением конструкции изделия и общими тенденциями развития авиационной техники. Например, очень жесткие требования к массовым (весовым) характеристикам самолетов, требования соответствия сечений элементов конструкции действующим нагрузкам приводят к увеличению монолитности конструкции деталей, узлов и агрегатов, что уменьшает количество стыков и деталей крепления, а это, в свою очередь, уменьшает массу планера. Поэтому размеры отсеков фюзеляжей крупных машин доходят в настоящее время до 20 и более метров, крыльев — до 10—15 м, длина панелей, стрингеров, лонжеронов — до 15 м, большое число стыков приводит к увеличению массы и уменьшению надежности конструкции.

В связи с тем, что во время полета на сверхзвуковых скоростях корпус и обшивка летательного аппарата разогреваются до высоких температур, для их изготовления потребовалось применить высокопрочные стали и титановые сплавы. Это привело к резкому изменению традиционных методов и средств производства деталей и особенно методов их сборки.

Очень большая монолитность конструкции и очень мелкое членение конструкции планера могут быть одинаково невыгодны как с технологической, так и с организационной точек зрения. Членение должно быть оптимальным, удовлетворяющим одновременно требованиям различного характера.

Документация о конструктивно-технологическом членении относится к директивным техническим материалам, разрабатываемым параллельно с проектированием самолета. На основе членения, еще до разработки серийных технологических процессов, принимают принципиальные технологические и организационные решения на серийном заводе: по созданию плазов, по составу сборочных приспособлений, по схеме обеспечения взаимозаменяемости, по составу специального оборудования, по составу цехов, отделений и т. д.

1.3. ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКА

Для серийного изготовления самолета на предприятии организуются производственные цехи и подразделения основного, вспомогательного и обслуживающего производства.

К цехам основного производства относятся цехи, в которых изготавливают детали самолета, собирают узлы, агрегаты, производят монтаж бортовых систем, т. е. все цехи, занятые изготовлением самолета. *К вспомогательным цехам* относятся цехи, в

которых изготавливают технологическое оснащение для цехов основного производства.

Цехи основного производства по изготовлению деталей самолета организуются по технологическому признаку, т. е. в каждом цехе реализуются родственные методы производства — механическая обработка, листовая штамповка и т. д. (см. рис. 1). В зависимости от размеров самолета на заводе организуют несколько механических цехов: цех обработки длинномерных и крупногабаритных деталей, цех средних, мелких деталей, цех нормалей, изготавливаемых на металлорежущих станках; несколько цехов листовой штамповки: цех штамповки крупных и средних деталей из листовых полуфабрикатов, цех изготовления обшивок, цех изготовления деталей из прессованных профилей, цех или отделение штамповки резиной, штамповки на листоштамповочных молотах, отделение импульсных методов штамповки.

Как правило, по одному цеху организуются: кузнечный (объемная штамповка), литейный, термической обработки, антикоррозионных покрытий, трубопроводов, химического травления. Кузнечный и литейный цехи изготавливают детали мелких и средних размеров. Крупные штамповки, поковки, крупное стальное и алюминиевое литье самолетостроительные заводы получают в порядке кооперации с металлургических предприятий.

Цехи по изготовлению деталей реализуют первый этап изготовления самолета (см. рис. 3). Второй и третий этапы могут реализоваться совместно в цехах, организованных по предметному признаку — цех сборки отсеков фюзеляжа, цех сборки центроплана и крыльев, цех хвостового оперения и др. В этих цехах собирают как узлы данного отсека или агрегата, так и осуществляют окончательную его сборку. Например, в крыльевом цехе могут собираться и панели, и нервюры, и лонжероны, кессонная, носовая и хвостовая части, а затем все эти узлы в том же цехе собирают в стапеле окончательной (общей) сборки крыла. Так же может быть организовано производство и в цехе сборки фюзеляжа, хвостового оперения и др.

При установленном серийном производстве сборка узлов может быть выделена в отдельные специализированные цехи: цех сборки панелей (соединение обшивок со стрингерами и элементами шпангоутов), цех сборки плоских узлов (нервюр, шпангоутов, лонжеронов и др.), цех сборки сотовых конструкций и др. Производство узлов в специализированных цехах дает возможность применить большую механизацию труда, так как это ведет к увеличению программы выпуска изделий цеха, а кроме того, затраты на более совершенное технологическое оснащение, специализированное оборудование и средства автоматизации окупаются быстрее.

Сборка при помощи сварки, склеивания, пайки, сборка сотовых конструкций, изготовление деталей из неметаллических материалов сосредотачиваются в отдельных цехах или отделениях.

Четвертый и пятый этапы (см. рис. 3) — общая сборка и монтажные работы — сосредотачиваются в одном цехе — общей или окончательной сборки. При установившемся производстве самолета монтажные работы по возможности рассредотачиваются на этапы агрегатной и узловой сборки, что позволяет сократить цикл общей сборки.

Заключительный этап изготовления самолета — испытания — выполняется частично в цехах агрегатной сборки, например, испытания на герметичность, в большей степени — в цехе окончательной сборки, на контрольно-испытательной станции и завершаются в аэродромном цехе, где производятся наземные испытания, а затем летные испытания, для проведения которых в пределах аэродромного цеха организуется летно-испытательная станция (ЛИС).

Для обеспечения цехов основного производства специальными технологическими приспособлениями, контрольно-испытательными стендами и приспособлениями, а также инструментами на заводе организуют несколько вспомогательных цехов: плазово-шаблонный цех, цех сборочных приспособлений, инструментальный цех, цех по изготовлению штампов, цех по ремонту оборудования и др.

Кроме основных и вспомогательных цехов на заводе имеются обслуживающие подразделения, которые, не будучи непосредственно связанными с технологическими процессами изготовления деталей и сборки самолета, играют важную роль в производственном процессе завода.

На технологическую оснащенность цехов основного производства определяющее влияние оказывает тип производства. Различают три типа производства: массовое, серийное и единичное. *Массовое производство* характеризуется выпуском изделий в больших количествах при максимальной специализации, и ему свойственна высокая степень совершенства технологического оснащения. В массовом производстве применяется специальное оборудование, предназначенное для выполнения лишь одной операции или нескольких операций, но относительно одной детали, специальные приспособления и инструменты, автоматизированное оборудование и автоматические линии. В массовом производстве ручной труд применяется ограниченно. Однако технологическое оснащение такого производства занимает длительный срок и стоит очень дорого, поэтому только большой его объем оправдывает эти затраты.

Самолетостроительное производство не является массовым. Нет необходимости выпускать самолеты в массовом порядке, как, например, автомобили или тракторы. Но внутри самолетостроительного предприятия некоторые детали, идущие на каждый самолет в большом количестве, изготавливаются с учетом специфики массового производства. Например, на самолет клепа-

ной конструкции идет от нескольких сот тысяч до миллиона заклепок, несколько десятков тысяч болтов, винтов, гаек, шайб; эти нормализованные детали изготавливаются на специальных или специализированных автоматах.

Серийное производство характеризуется выпуском однотипных машин сериями, в ограниченных количествах; ему свойственен средний уровень специализации и технологического оснащения. Здесь реже применяется специальное оборудование, больше — специализированное и универсальное оборудование, предназначенное для изготовления однотипных деталей или однотипных технологических операций. В серийном производстве больше применяются универсальные и специализированные технологические приспособления, переналаживаемые в зависимости от конструкции деталей и узлов, универсальный инструмент, упрощенные методы производства. В общем балансе труда здесь заметную роль играет ручной труд.

Производство самолетов относится к серийному производству.

Единичному производству свойственен выпуск одного или нескольких изделий; уровень технологического оснащения здесь ниже серийного. Технологические процессы оснащаются универсальными видами оборудования, приспособлений, инструмента, видами специализированного оборудования для изготовления групп однотипных деталей, характеризуются упрощенными методами изготовления деталей и сборки, при внедрении которых не требуется дорогостоящих приспособлений. Доля ручного труда здесь выше, чем в серийном производстве.

Уровень технологического оснащения может быть оценен сравнительными данными: числом операций, приходящихся на единицу оборудования, соотношением между механизированным и ручным трудом, соотношением структурных составляющих себестоимости изделия, а также степенью специализации и др.

На уровень технологических процессов в цехах основного производства оказывают влияние объем производства и программа выпуска машин. *Объем производства* — это общее количество машин данного типа, подлежащих изготовлению на заводе. Объем производства машин определяется государственными планами, исходя из потребностей народного хозяйства. *Программа выпуска* — это количество машин, выпускаемых заводом за календарный год. В самолетостроительном производстве объем производства зависит от класса и назначения машин и может колебаться в пределах от нескольких десятков (сверхтяжелые самолеты) до нескольких сот. Годовая программа выпуска назначается в зависимости от объема производства и колеблется в широких пределах в зависимости от класса машин и потребностей.

1.4. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ

Инженерные подразделения технологического характера занимают ведущее место на предприятии. Они возглавляются главным технологом и главным металлургом предприятия. На рис. 6 показана структура технологических подразделений предприятия. Из рисунка видно, что специалисты в области технологии разделяются на предприятии по видам работ, а внутри каждого вида работ — на специалистов по методам и по средствам производства.

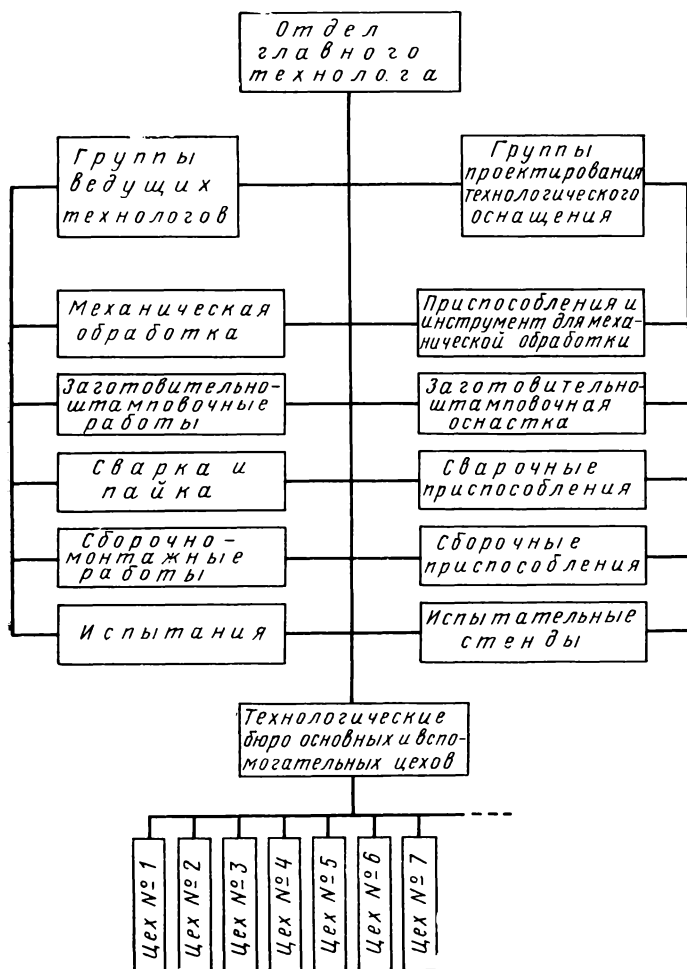


Рис. 6. Структура технологических подразделений предприятия

Первая группа специалистов разрабатывает технологические процессы изготовления деталей, сборки и монтажа систем самолета, определяет режимы обработки, совершенствует и изобретает новые методы на основе изучения механики и физики, конкретных технологических процессов и операций; назначает номенклатуру технологического оборудования, определяет и оформляет заказы на новое оборудование, необходимое в связи с появлением в конструкции самолета деталей и агрегатов, которые не могут быть обслужены существующим оборудованием. Развитие методов производства по отдельным видам работ, выбор из них наиболее прогрессивных и распространение их в пределах всей отрасли самолетостроения — в решении этой очень крупной и важной задачи большую роль играют технологи — специалисты по отдельным видам работ.

Вторая группа специалистов осуществляет проектирование средств производства, совершенствует и развивает эту не менее важную сторону технологии, создает новые виды технологического оснащения, с большими технологическими возможностями, с большей степенью автоматизации; разрабатывает средства контроля.

Подобную структуру имеют и технологические отраслевые научно-исследовательские институты.

1.5. ХАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОВ И СРЕДСТВ САМОЛЕТОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Методы и средства производства, общие по своей сущности для различных отраслей машиностроения, имеют в самолетостроении свою специфику, которая обуславливается, во-первых, характерными особенностями самолетов, а во-вторых, малым масштабом производства. Современный самолет имеет весьма сложные внешние формы, большие размеры, сложное и разнообразное бортовое оборудование. Самолеты с полетной массой 150 т и более содержат около 100 тысяч деталей, сотни тысяч нормализованных крепежных деталей (заклепок, болтов, гаек, шайб); длина их фюзеляжей доходит до 60 м при диаметре 6,0—6,5 м, размах крыльев — до 50 м. Они строятся из дорогостоящих конструкционных материалов; высокопрочных алюминиевых сплавов (Д16, В95, АМг6), высокопрочных хромоникелевых сталей, титановых сплавов, композиционных материалов, сложных в технологическом отношении.

К точности внешних контуров самолета, при больших его размерах, предъявляются высокие требования. Наибольшие требования к точности теоретического контура предъявляются к крылу самолета, к его лобовой части, к передней кромке крыла; здесь предельные отклонения для сверхзвукового самолета не должны превышать $\pm 0,5$ мм, что трудно выполнить, учитывая сложность и большие размеры поверхностей крыльев. Для

обеспечения высокой точности изготовления деталей и сборки узлов и агрегатов нельзя применять общемашиностроительные методы. Все контурообразующие детали и узлы изготавливают по жестким носителям размеров, по шаблонам, снятым с плаза, или по слепкам, снятым с пространственного эталона поверхности.

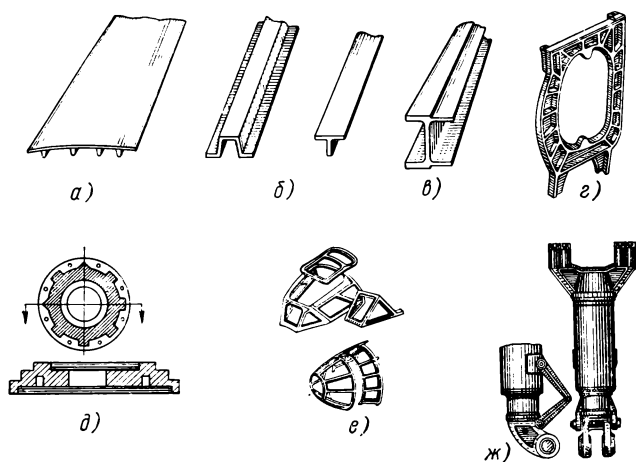


Рис. 7. Типовые детали, изготавливаемые механической обработкой:

а—монолитные панели; *б*—стрингеры; *в*—лонжероны, балки; *г*—подмоторные рамы; *д*—рамы, шпангоуты; *е*—детали фонарей; *ж*—детали шасси

В самолетостроении широко распространено изготовление плоских и пространственных эталонов, с которых копированием переносятся размеры на технологическую и контрольную оснастку.

Большую роль в повышении уровня технологического оснащения и механизации технологических процессов сыграло внедрение в послевоенные годы широкой нормализации технологического оснащения. Изготовление приспособлений и оборудования из нормализованных узлов стало обходиться дешевле, и это сделало экономически выгодным более высокое оснащение в условиях мелкосерийного и опытного производства.

Рассмотрим далее отдельные виды работ, их специфику и оснащение, объем в производстве самолетов и тенденции развития.

Механическая обработка, или обработка резанием, широко применяется при изготовлении самолетных деталей, а также при доработке узлов и агрегатов в местах их соединения. Основными группами деталей, изготавливаемых механической обработкой, являются (рис. 7): монолитные панели, нервюры, шпангоуты,

лонжероны, детали и узлы шасси и гидравлических подъемников, отдельные элементы силового набора: стрингеры, полки лонжеронов и нервюр, фитинги, стыковочные узлы и гребенки, подмоторные рамы и др. За последние 10—15 лет номенклатура таких деталей существенно расширилась вследствие увеличения монолитности деталей и ужесточения весовых допусков, что вызвало необходимость снимать с деталей весь «лишний» металл для приведения всех сечений деталей в соответствие с расчетными.

Детали, подлежащие механической обработке, выполнены из алюминиевых, магниевых и титановых сплавов, из высокопрочных, главным образом, хромоникелевых сталей. Заготовки для деталей поставляются в виде поковок и штамповок, прессованных профилей и панелей, в виде отливок и сортового проката. Наибольший объем механической обработки приходится на фрезерование (около 75%). Стрингеры, лонжероны, монолитные панели и другие элементы силового набора подвергаются фрезерованию; точение применяется для деталей шасси, подъемников; сверление — для образования отверстий под заклепки и болты.

Производительность механической обработки зависит от свойств применяемых материалов и конфигураций деталей. Например, в связи с широким применением жаропрочных сталей и титановых сплавов производительность обработки резко снизилась, так как эти материалы по сравнению с традиционными алюминиевыми сплавами и сталями типа «хромансиль» обрабатываются резанием лишь при малых скоростях — до 15 м/мин, вместо 100 м/мин и более; это, естественно, обусловило повышение трудоемкости данного вида работ.

Для обработки деталей продольного и поперечного силового набора в настоящее время применяют продольно-фрезерные станки, на которых можно обрабатывать детали длиной до 20—30 м. Для обработки монолитных панелей промышленность оснащена также специализированными станками, дающими возможность фрезеровать панели длиной до 20 м, а в перспективе — до 30 м. Специализированным оборудованием производства оснащено для обработки стыковочных элементов (фитингов, гребенок), подмоторных рам. Для механической обработки небольших корпусных отсеков широкое распространение получили агрегатные станки, которые komponуют из нормализованных элементов (агрегатов). Для снятия припусков и обеспечения необходимой точности размеров отверстий и плоскостей стыков собранных отсеков фюзеляжей и крыльев применяют специальные разделочные стенды.

Для механической обработки раньше, чем для других видов обработки, были внедрены станки с программным управлением. Современные самолетостроительные заводы оснащены сотнями металлорежущих станков с числовым программным управлением.

ем, на которых производят обработку деталей наиболее экономичным способом с наименьшими затратами на подготовку производства. Механическая обработка обеспечивает высокую точность формообразования поверхностей и малую их шероховатость.

Объем механической обработки по трудоемкости в настоящее время составляет 20—25% всей трудоемкости изготовления самолетов.

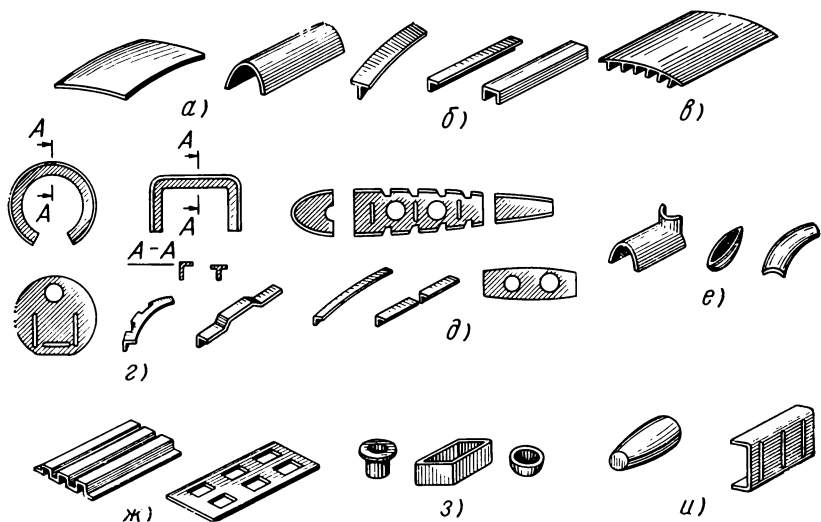


Рис. 8. Типовые детали, изготавливаемые штамповкой из листовых, профилированных и трубчатых полуфабрикатов:

а—обшивки; б—стрингеры; в—монолитные панели; г—детали шпангоутов; д—детали нервюры; е—зализы, законцовки; ж—гофры, панели, з—детали внутреннего набора; и—обечайки и перегородки

Заготовительно-штамповочные работы (листовую штамповку) в производстве летательных аппаратов применяют весьма широко. Планеры самолетов имеют до 70% деталей из листов, профилей и труб; их изготавливают с использованием операций листовой штамповки. Объем этих работ по трудоемкости составляет в настоящее время 10—12% всей трудоемкости изготовления самолета [7].

Основными группами деталей являются (рис. 8) наружные обшивки различной сложности форм, одинарной и двойной кривизны, с размерами до 10×2 м и более, толщиной до 6—8 мм; монолитные панели, стрингеры, шпангоуты, нервюры и детали, входящие в них (стенки, профили жесткости, окантовки и др.), трубопроводы различного назначения и др. Материал: алюминиевые сплавы Д16, В95, АМг6, стали Х18Н10Т, СН, ВНС, тита-

новые сплавы. Изготовление деталей методом штамповки заключается в пластическом деформировании внешними нагрузками плоских листовых или прямолинейных профильных и трубчатых заготовок, в результате которого обеспечивается их формоизменение.

Заготовительно-штамповочные работы постоянно совершенствуются благодаря применению автоматизации и снижению объема ручных доводочных работ. Прогрессивными методами являются: штамповка при высоких давлениях и при высоких скоростях деформирования, применение высокочастотного и радиационного нагрева заготовок перед штамповкой, освоение электрофизических методов при раскрое сталей и титана. Для изготовления крупногабаритных деталей применяется новое оборудование, совершенствуются установки и оборудование для высокоскоростных методов штамповки.

Литейные работы в самолетостроительном производстве занимают около 1,5% общей трудоемкости изготовления самолета. Основная номенклатура деталей — это окантовки небольших люков, окантовки фонарей, каркасы люков, мало- и средненагруженные узлы для крепления внутреннего оборудования, небольшие корпусные детали, различные узлы арматуры, панели полов и др. Основными материалами для литых деталей являются литейные композиции алюминиевых сплавов (АЛ4, АЛ5, АЛ8, АЛ9, ВАЛ1, АЦР1 и др.), магниевых сплавов (МЛ5, МЛ9, МЛ10, МЛ12); реже применяется стальное литье и литье из титановых сплавов (ВТ5Л).

Объемная горячая штамповка применяется для изготовления ответственных в силовом отношении монолитных деталей, в том числе крупных силовых элементов, из деформируемых алюминиевых сплавов (АК6, АК8, Д16, В95), титановых сплавов (ВТ5, ВТ6), высокопрочных сталей (30ХГСНА, 30ХГСА, Х18Н10Т и др.). Типовыми деталями являются: подмоторные рамы, узлы шасси, узлы подвески шасси и рулей, фитинги, силовые стыковочные накладки, окантовки, а для небольших самолетов — силовые шпангоуты, нервюры, панели, лонжероны.

Кузнечные работы на самолетостроительном предприятии составляют 2—3%, но в связи с увеличением монолитности деталей применение их расширяется. В кузнечных цехах металлургических заводов установлено самое крупное прессовое оборудование — гидравлические ковочные прессы с усилием 10, 30, 75 тысяч тонн, на которых за один ход можно получать крупные штамповки площадью до 1,5 м².

Основным направлением развития метода горячей объемной штамповки является сокращение припусков, приближение размеров заготовки к окончательным размерам деталей для уменьшения объема последующей механической обработки и сокращения расхода металла.

Электрохимическая и электрофизическая обработка в последние годы завоевывает определенную область применения и со временем будет обслуживать все большую номенклатуру деталей. Наибольшее распространение получило размерное химическое травление металлов, особенно алюминиевых сплавов, электрохимическая обработка, анодно-механическая, электроэрозионная, электроискровая обработка и, кроме того, некоторые операции по отделке и очистке поверхностей деталей и трубопроводных систем, нанесение антикоррозионных покрытий — травление, оксидирование, анодирование, ультразвуковая очистка, электрополирование и др.

Все эти виды обработки развиваются довольно интенсивно; они специфичны по физико-химическим основам, по применяемому оборудованию; организационно они выделяются в самостоятельные цехи или отделения.

Наибольшее применение в производстве каркасных деталей, панелей и обшивок получило для удаления «лишнего» металла с заготовок химическое размерное травление в щелочном растворе и электрохимическая обработка, в основе которой лежат закономерности электролиза.

Анодно-механическая обработка, электроэрозионные методы, ультразвуковая, плазменная и электронно-лучевая обработка успешно применяются для удаления припусков с заготовок, для резки металла, образования отверстий и др. Наибольший эффект эти способы дают при изготовлении деталей из высокопрочных и твердых металлов.

В самолет входит также большое количество деталей из неметаллических материалов: оргстекла, текстолита, стеклопластиков, резины, стекловаты, пенопластов, различного вида облицовочных материалов, тканей и др. Способы изготовления из них деталей имеют свои особенности.

Трудоемкость изготовления всех деталей составляет около 50%; остальное приходится на процессы сборки, монтажа и испытаний.

Клепка до настоящего времени является преимущественным видом неразъемного соединения деталей и узлов самолетов; она применяется для сборки узлов, отсеков и сборки агрегатов.

Клепка применяется для сборки элементов конструкции из высокопрочных термически упрочненных алюминиевых сплавов Д16 и В95. Для небольших и средних самолетов количество заклепок исчисляется сотнями тысяч, а для крупных достигает до 1,0—1,5 миллионов штук. Основная масса заклепок идет на соединение деталей каркаса: стенок с поясами нервюр, шпангоутов, лонжеронов; соединение деталей каркаса с обшивками: стрингеров, нервюр, шпангоутов, лонжеронов с наружными обшивками самолета. На рис. 9 показаны типовые узлы клепаной конструкции.

Объем клепальных работ для самолетов из алюминиевых сплавов доходит до 30% общей трудоемкости изготовления. Дальнейшее совершенствование процессов клепки идет в направлении уменьшения ручной клепки, применения вместо заклепок стержней, обеспечивающих при образовании головок с двух сторон лучшую герметичность и больший ресурс, в направ-

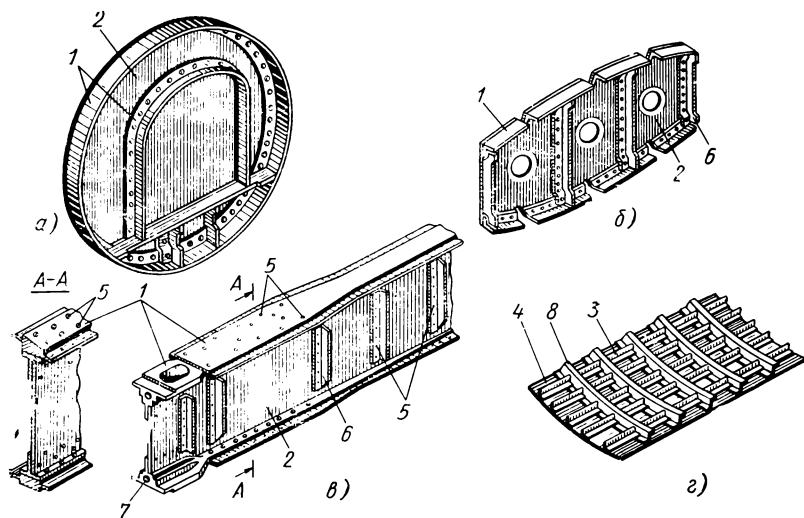


Рис. 9. Типовые узлы самолета клепаной конструкции:

а—шпангоут; *б*—нервюра; *в*—лонжерон; *г*—панель;
1—пояс; 2—стенка; 3—стрингер; 4—обшивка; 5—заклепки, винты; 6—профили жесткости; 7—стыковочные отверстия; 8—элементы шпангоутов (компенсаторы)

лении комплексной механизации всех основных и вспомогательных операций.

Болтовые соединения относятся к разъемным соединениям. При помощи болтов соединяют отсеки фюзеляжей, части крыльев с центропланом, присоединяют оперение к фюзеляжу, двигатели к лонжеронам или к пилонам; при помощи винтов закрепляют люки, съёмные панели. По всем эксплуатационным разъемам соединение производят болтами или винтами. На крупных самолетах количество применяемых болтов доходит до 60—80 тыс. штук; их изготавливают из высокопрочных сталей и титановых сплавов по 2—3 классу точности. Повышенный ресурс имеют болтовые соединения при установке болтов в отверстия с большим натягом. На рис. 10 показано фланцевое соединение по стыковочным шпангоутам двух отсеков фюзеляжа и по стыковочным гребенкам — крыла с центропланом.

Трудоемкость работ, связанных с выполнением болтовых соединений, доходит до 5%; с увеличением монолитности конструкции объем этих работ может увеличиваться.

Дальнейшее совершенствование работ по болтовым соединениям идет в направлении повышения их ресурса и надежности путем улучшения конструктивных элементов болтов и подбора оптимальных видов соединений.

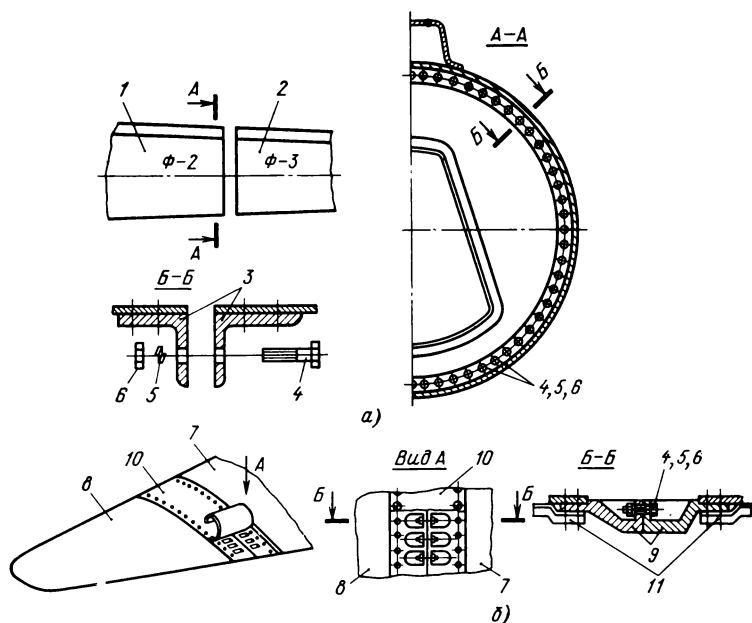


Рис. 10. Соединение болтами:

а—соединение двух отсеков фюзеляжа; *б*—соединение крыла с центропланом; 1—отсек средней части фюзеляжа; 2—отсек хвостовой части фюзеляжа; 3—стыковочные шпангоуты; 4—болты; 5—шайбы; 6—гайки; 7—центроплан; 8—отъемная часть крыла; 9—стыковочные гребенки; 10—накладка; 11—стрингер

Сварка в большом объеме применяется в производстве современных сверхзвуковых самолетов, высокий аэродинамический нагрев которых обуславливает применение в качестве конструкционного материала сталей и титана. Различные виды сварки являются основным видом соединения при узловой и агрегатной сборке. Применение теплостойких алюминиевых сплавов, термически не упрочняющихся, также способствует распространению сварки.

Основными видами сварки являются точечная и роликовая электросварка и аргоно-дуговая сварка. Появление на самолете сотен тысяч сварных точек вместо заклепок потребовало коренных изменений в технологическом оснащении производства, применения сварки тонкостенных, сложных по форме, крупногаба-

ритных и маложестких конструкций — панелей, нервюр, шпангоутов, отсеков фюзеляжей и др.

Удельный объем сварочных работ в производстве самолетов из стали и титана доходит до 20—25 %; в производстве самолетов из алюминиевых сплавов сварку применяют для узлов шасси и управления, стальных узлов крепления шасси, узлов поворота крыльев с изменяющейся стреловидностью, точечную сварку применяют при сборке сотовых заполнителей из стальной фольги; объем этих работ не превышает 8 %.

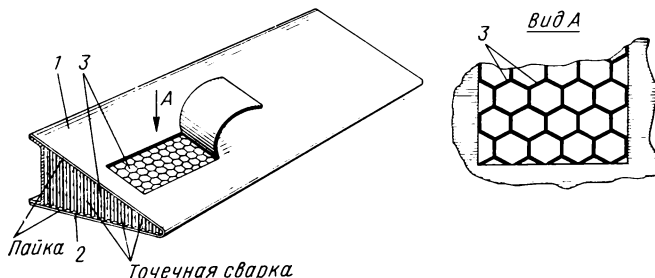


Рис. 11. Узел со стальным сотовым наполнителем:

1—верхняя обшивка; 2—нижняя обшивка; 3—сотовый наполнитель

Пайка в последние годы применяется при изготовлении узлов со стальным сотовым наполнителем, устанавливаемых вместо обычного силового каркаса. На рис. 11 показан узел с внутренним сотовым наполнителем; отдельные рифленые элементы сотового блока приваривают друг к другу, а сотовый блок к обшивке припаивают.

Конструкции с сотовыми наполнителями получают все большее распространение как более легкие и жесткие. На некоторых самолетах около половины площади крыльев и хвостового оперения в качестве внутреннего наполнителя имеют сотовые блоки. Блоки из стальной фольги толщиной до 0,02 мм выполняются точечной сваркой и пайкой, блоки из алюминиевых сплавов и из стеклопластика — склеиванием.

Склеивание является наиболее технологичным методом соединения; преимущество заключается в том, что выполнение его не сопровождается высоким нагревом и, следовательно, он освобожден от таких недостатков, как коробление, разупрочнение, окисление, газонасыщение. Кроме того, склеивание обеспечивает соединение деталей по всей поверхности контакта, поэтому ему не свойственны недостатки точечных соединений: концентрация напряжений, нарушение гладкости наружных обводов. Однако ограниченная прочность и надежность клеевого соединения металлов, небольшая теплостойкость клеев сдерживает применение данного метода для соединения силовых элементов

планера. Однако в настоящее время в практике создания тяжелых самолетов обшивки переменного сечения изготовляют не за счет снятия «лишнего» металла химическим травлением, а за счет наклеивания на полотно обшивок усиливающих накладок (многослойные обшивки); возможно также приклеивание стрингеров к обшивке.

Клееварные соединения сочетают в себе склеивание и точечную сварку. Применительно к алюминиевым самолетам этот вид соединения заменяет клепку; он был применен на некоторых самолетах и успешно прошел испытания.

При выполнении клеесварного соединения точечная сварка производится по слою пастообразного клея.

Сварное точечное соединение при наличии клеевого является более надежным. Клеевая прослойка, заполняющая промежутки между сварными точками, выполняет несколько функций: она делает соединение более равномерным по прочности, распределяет напряжения, играя роль деконцентратора напряжений, и в то же время она является как бы антикоррозионным покрытием и герметизирующим слоем.

Механосборка выделяется из общих процессов сборки тем, что собираемые детали являются монолитными и жесткими, они изготовляются в большинстве случаев механической обработкой. К этому виду работ относятся: сборка шасси, сборка гидравлических цилиндров и других гидроагрегатов, сборка гидравлических подъемников, кресел, фонарей и др. С увеличением монолитности деталей объем механосборки увеличивается; например, сборка агрегатов из монолитных элементов с применением болтовых соединений может быть отнесена по своему существу к механосборке.

Монтажные работы включают в себя большое количество различных процессов. При монтаже трубопроводов, систем управления, при установке многочисленных приборов, аппаратуры, кресел, дверей, люков большой объем занимают слесарные работы, вернее, слесарносборочные. При монтаже трубопроводов, электропроводки применяется сварка и пайка. При отделке салонов и кабин применяются клеевые соединения. Многие элементы отделки изготовляются шитьем.

Составными элементами бортовых систем являются: основное оборудование и аппаратура, коммуникации и промежуточные и крепежные элементы. Основное оборудование, аппаратуру и коммуникации называют функциональными элементами систем, а промежуточные и крепежные относят к вспомогательным элементам систем.

Основное оборудование и аппаратуру, присоединительные элементы и элементы коммуникаций самолетостроительные заводы получают в виде готовых изделий, все они устанавливаются и крепятся на узлах планера самолета — на лонжеронах, на

шпангоутах, нервюрах, стрингерах или непосредственно, или с помощью промежуточных элементов.

Сложность бортовых систем предопределяет сложность и исключительную ответственность монтажных работ. Объем монтажных работ по трудоемкости за последние 10—15 лет увеличился с 10 до 20% и более и продолжает возрастать. В связи с этим перед конструкторами и технологами ставятся серьезные задачи по более рациональному размещению внутренних коммуникаций, по их панелированию и технологической отработке, по изысканию дальнейших возможностей рассредоточения монтажных работ в цехи агрегатной и узловой сборки.

Испытания являются заключительной стадией производства. Они выявляют правильность заложенных в проекте эксплуатационных характеристик, а также погрешности, допущенные при производстве. Контрольно-испытательные работы очень разнообразны. Их классифицируют по назначению, по воздействующим факторам, по объектам испытания и др.

Контрольно-испытательные работы сопровождают весь цикл производства самолета. Входному контролю подвергают все материалы, поступающие на предприятие для изготовления деталей и узлов, все элементы бортовых систем, поступающие с других заводов как готовые изделия. Испытания проводят на этапе узловой и агрегатной сборки; испытание на герметичность и прочность трубопроводов, контроль электрожгутов, испытание и отработка кинематики шасси, испытание агрегатов на герметичность, автономные испытания на функционирование отдельных систем. В современных условиях все сложные бортовые системы невозможно испытать в натурных, летных испытаниях, поэтому до аэродромных и летных испытаний проводят различные стендовые испытания, где имитируют полетные условия. Для этой цели создают комплекс контрольно-испытательных стендов с автоматической регистрацией исследуемых параметров.

Аэродромная отработка и летные испытания дают окончательный материал для заключения о степени соответствия действительных характеристик самолета проектным. По результатам испытаний оформляют документацию о сдаче самолета заказчику.

Развитие методов и средств производства связано с развитием конструкции самолетов. На изменение конструкции самолетов прежде всего повлияло увеличение скоростей полета. За послевоенный период скорость полета пассажирских самолетов увеличилась в 2,5—3,0 раза, а с появлением сверхзвуковых самолетов (Ту-144, «Конкорд») — в 6—7 раз; для военных самолетов увеличение скоростей еще более заметно. В связи с этим существенно изменился внешний вид самолетов. Появились стреловидные, затем треугольные крылья, форма поверхностей крыла и оперения становится нелинейчатой. Усложняется также

форма фюзеляжа: его сечение из круглого превращается в эллиптическое, прямоугольное, исчезают цилиндрические отсеки. По мере увеличения скоростей планер самолета превращается в сложную конструкцию, состоящую не из простых линейчатых поверхностей, а из сложных поверхностей двойной кривизны. Возрастают требования к точности внешних контуров планера. При скорости полета 400—600 км/ч точность контуров планера должна находиться в пределах 3—5 мм; при скорости полета 1100—2500 км/ч — в пределах 1—4 мм.

С ростом скорости полета и необходимостью ее регулирования весьма существенно увеличивается механизация крыла и планера. Появляются поворотные крылья изменяемой геометрии, на фюзеляжах устанавливают стабилизирующие крылышки, появляются отклоняемые носки, отбрасываемые кабины. Механизация крыла современного скоростного самолета (щитки, многощелевые закрылки, предкрылки, элероны, интерцепторы) занимает до 50% его площади. Появление всех этих подвижных частей превратило планер в сложный механизм.

Наблюдается все большее насыщение самолета системами различного назначения, расширяется автоматизация действий этих систем для сокращения численности экипажа.

В связи с изложенным удельная стоимость самолетов из года в год увеличивается. Например, удельная стоимость пассажирских самолетов с 40 р/кг в 1950 г. увеличилась до 100—120 р/кг в 1970 г. [5]; увеличивается удельная трудоемкость производства самолетов; в настоящее время она доходит до 3÷5 ч/кг.

Для повышения экономической эффективности самолетов определяющее значение имеет повышение их технического ресурса и снижение затрат на производство. В процессе решения этих проблем, имеющих народнохозяйственное значение, самолетостроительное производство осваивает обработку новых конструкционных материалов, новые методы производства, внедряет новые виды технологического оборудования, оснастки, инструмента, новые организационные формы.

Предел прочности конструкционных алюминиевых сплавов увеличился с 42 кгс/мм² в 1950 г. до 60 кгс/мм² в настоящее время. Изыскиваются возможности дальнейшего их увеличения до 70—75 кгс/мм²; за тот же период прочность сталей увеличилась с 120 кгс/мм² до 180—200 кгс/мм²; за двадцатилетний срок освоения титановых сплавов прочность их увеличилась с 30—40 кгс/мм² до 120—130 кгс/мм² [5]. В настоящее время ведутся широкие работы по внедрению композиционных материалов на неметаллической и металлической основе, обладающих направленными свойствами; использование их в конструкции летательных аппаратов обеспечивает снижение веса конструкции на 20—25%.

В то же время изготовление и сборка деталей из более прочных материалов удорожает производство, сопряжено с увеличением трудоемкости и себестоимости изделия. Так, если стоимость конструкции из сплава Д16 принять за единицу, то стоимость конструкции из более прочных алюминиевых сплавов будет составлять 2—2,5, из высокопрочных сталей 3—5, из титановых сплавов 4—8, из специальных сплавов 12—15, из композиционных материалов 15—25 [5].

Удорожание конструкции связано также с усложнением конструкции планера и повышением требований к точности его обводов, с обеспечением высокой механизации крыла и планера в целом, с большой насыщенностью самолетов сложными системами, а также с внедрением комплекса мероприятий по обеспечению высокой надежности и ресурса самолетов. Необходимость снижения стоимости авиационной техники обуславливает появление новых, более прогрессивных технологических процессов и более производительного технологического оснащения.

Основными критериями рациональности применения тех или других методов и средств производства являются экономическая целесообразность их применения и обеспечение высокого качества продукции. В результате длительного опыта эксплуатации самолетов накопился обширный статистический материал по отказам отдельных деталей, узлов, систем, агрегатов; это дает объективные данные о правильном выборе методов производства.

Методы, не обеспечивающие высокой надежности конструкции и нужного ресурса, изымаются из производства или применение их ограничивается. Наоборот, процессы, способствующие повышению надежности и увеличению ресурса, получают широкое применение. Так, в настоящее время интенсивно развивается метод повышения усталостной прочности элементов конструкции путем поверхностного упрочнения пластическим деформированием: алмазным выглаживанием, дробеструйной обработкой, обкаткой роликами; широко распространяется сборка узлов и панелей с сотовым наполнителем из стали, алюминия, стеклопластиков и бумаги, соединения болтами с напряженной посадкой, автоматическая клепка стержнями, склеивание многослойных обшивок и др.

Глава 2

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПУТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА; ТОЧНОСТЬ И ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМОСТЬ

2.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Под качеством машины понимается совокупность свойств и показателей, определяющих ее пригодность для удовлетворения потребностей в соответствии с назначением. Качество машины характеризуется совокупностью показателей, к которым относятся: показатели надежности, характеризующие безотказность, долговечность, ремонтпригодность и сохраняемость машины; показатели технологичности, включающие технико-экономические показатели трудоемкости и себестоимости изготовления машины, технические показатели расхода материала, точности и чистоты обработки, состава конструкции; показатели точности и взаимозаменяемости; эргономические показатели, включающие гигиенические, антропометрические, физиологические и психофизиологические показатели машины; показатели технической эстетики, показатели унификации и стандартизации, показатели патентной чистоты.

Показатели качества могут быть *частными* (единичными), *комплексными*, или *интегральными*. Например, частными показателями надежности могут быть наработка на отказ, средний ресурс, средний срок службы, а комплексными — коэффициент готовности, коэффициент технического использования. Частными показателями по технологичности являются удельная трудоемкость, удельная себестоимость и др., а комплексными — уровень технологичности конструкции, коэффициент сложности.

Объективная оценка качества машин зависит от правильного выбора его показателей и их количественного значения. Оптимальная номенклатура показателей качества и оптимальные их значения для различных видов машин обеспечивают огромную экономию труда и средств. Эта проблема имеет народнохозяйственное значение.

Научная область, охватывающая методы количественной оценки качества изделий, называется *квалиметрией*. Основными задачами квалиметрии являются: научное обоснование номенклатуры показателей качества продукции, разработка количественных данных этих показателей для различных видов продукции и их оптимизации, создание параметрических рядов изделий, разработка методов построения обобщенных показателей качества изделий и использования их при создании стандартов и др.

Оптимальный уровень качества машин может характеризоваться комплексным показателем, равным отношению суммарного полезного эффекта ее эксплуатации к суммарным затратам на ее изготовление и эксплуатацию. Чем выше этот показатель, тем больше экономическая эффективность созданной машины.

Высокий уровень качества является источником роста национального дохода; повышение качества изделий равносильно увеличению их количества, достигаемому наиболее выгодным способом, так как повышение качества обычно обходится дешевле соответствующего увеличения количества производства изделий. Например, увеличение в два раза ресурса или срока службы машины может, по меньшей мере, в полтора раза сократить их потребность в народном хозяйстве.

Проблема достижения высокого качества стоит особенно остро применительно к производству самолетов. Высокая стоимость материалов, оснащение самолетов дорогостоящими приборами и аппаратурой, большая энерговооруженность, применение автоматики в управлении полетом, в управлении двигателями, в системах жизнеобеспечения, высокая трудоемкость производства деталей, сборки, монтажа и испытаний — все это делает самолет весьма дорогой машиной. Подготовка серийного производства (проектирование, изготовление опытных образцов и их испытание) занимает, в зависимости от класса самолетов, от 3 до 8 лет, трудоемкость одного килограмма планера составляет от 3 до 6 часов (в зависимости от технологической оснащенности производства), а стоимость, например, большого пассажирского самолета фирмы Боинг Б-747 составляет 22—25 млн. долларов. Естественно, к таким машинам предъявляются весьма высокие требования по параметрам качества. При малом ресурсе самолет становится **убыточной машиной**.

В настоящее время разработана *единая система управления качеством*, основной задачей которой является разработка научно обоснованных принципов планирования параметров качества и количества промышленной продукции исходя из условия достижения наибольшей эффективности производства и наивысшей производительности общественного труда. Действенной частью этой системы является введенная в СССР *единая система аттестации качества продукции* (ЕСАКП), в соответствии

с которой вся продукция, в том числе и машины, разделяются на три категории: высшая, первая и вторая. *Изделия высшей категории* должны соответствовать лучшим отечественным и зарубежным образцам; им присваивается Государственный знак качества. *Изделия первой категории* должны отвечать по технико-экономическим показателям требованиям соответствующих стандартов и технических условий. Изделия высшей и первой категорий подвергаются переаттестации через 1—3 года.

Изделия второй категории считаются не соответствующими технико-экономическим показателям современного уровня и подлежат модернизации или снятию с производства.

Система управления качеством продукции предусматривает планирование повышения качества, установление заданий на выпуск изделий с определенными показателями качества, которые должны быть достигнуты к определенному календарному сроку. Эти задания должны учитывать полное использование достижений научных и технических достижений данной отрасли производства.

Весьма важная роль в управлении качеством отводится стандартизации. Стандарты устанавливают оптимальные показатели качества материалов, полуфабрикатов, комплектующих и готовых изделий, параметрические ряды изделий, методы контроля и испытаний, режимы технического обслуживания, нормы запасных частей и другие показатели. В 1970 г. ЦК КПСС и Совет Министров СССР приняли специальное постановление «О повышении роли стандартов в улучшении качества выпускаемой продукции». Это постановление способствовало усилению регулирующего и организующего воздействия стандартов при управлении качеством. *Государственная система стандартизации* (ГСС) включает следующие категории стандартов в зависимости от сферы их действия: *Государственный стандарт* (ГОСТ), обязательный для всех предприятий Советского Союза; *отраслевой стандарт* (ОСТ), обязательный для предприятий данной отрасли (Министерства); *республиканский стандарт* (РСТ), обязательный для предприятий данной республики; *стандарт предприятия* (СТП), обязательный только для данного предприятия. Наибольшую эффективность внедрения обеспечивают стандарты, разработанные на основе комплексной стандартизации всех звеньев производственного процесса. Прогрессивные стандарты играют ведущую роль в формировании оптимального качества продукции.

Ведущим принципом обеспечения качества машин является обеспечение качества оптимального уровня при проектировании машины, обеспечение этого уровня при промышленном ее производстве и поддержание его при эксплуатации машины. Нарушение этого принципа неизбежно приводит к ухудшению качества самолета.

Уровень качества, закладываемого в проекте самолета, обуславливается уровнем науки и техники данной отрасли и потребностями народного хозяйства, транспорта и обороны страны (в зависимости от класса самолета). Основные характеристики качества определяются заказчиком; к ним относятся главным образом эксплуатационные параметры качества: скорость, дальность, грузоподъемность и др. Естественно, эти параметры будут совершенно различны для сельскохозяйственной авиации, для пассажирских самолетов разных классов, для военных самолетов, для вертолетов.

Формирование качества на первом этапе производится с учетом возможностей производства по обеспечению требуемой точности, геометрической и функциональной взаимозаменяемости, с учетом применения наиболее производительных методов и средств производства.

На втором этапе, на этапе производства, материализуется проект самолета со всеми его заданными параметрами качества. Задача производства состоит в том, чтобы воплотить в живой конструкции самолета все его качественные характеристики, тактико-технические требования, выдержать технические условия на изготовление в пределах заданных допусков. Это — основная задача, выполнение ее не исключает более активного участия производства в формировании качества самолета на основе развивающихся его возможностей.

С учетом сказанного, проектные параметры качества самолета для производства являются, как бы, эталонными, а степень соответствия действительных и проектных параметров может служить критерием или оценкой выполнения производством поставленной задачи.

Соответствие полученных на производстве параметров качества параметрам, заложенным в проекте, проверяется частично стендовыми и летными испытаниями (скорость, дальность, потолок, пробег при взлете и посадке, грузоподъемность и др.), а также во время эксплуатации, когда в полной мере могут быть выявлены надежность, ресурс, долговечность, срок службы, взаимозаменяемость, уровень шума, управляемость, износ отдельных элементов и т. д.

Так как самолеты выполняют чрезвычайно важные функции в народном хозяйстве и в обороне страны, их высокие качества, особенно, надежность и долговечность, имеют первостепенное значение.

Частные и комплексные показатели качества имеют численные значения, по которым судят об уровне отдельных составляющих качества самолета. Выполнение на высоком уровне одного из показателей положительно сказывается на уровне других. Для оценки качества самолета в целом можно применить ряд общих показателей:

— соответствие действительной характеристики самолета тактико-техническим требованиям;

— соответствие совокупности действительных показателей качества совокупности базовых показателей (по трудоемкости, себестоимости, по отказам и др.);

— отношение суммарного полезного эффекта от эксплуатации самолета к суммарным затратам на его изготовление и эксплуатацию;

— уровень технологичности конструкции самолета и др.

Представление об общем уровне качества самолета дают стендовые испытания его бортовых систем, испытания элементов планера, а также первые летные испытания.

Изготовление опытного образца самолета дает начальные сведения о технологичности конструкции.

Более объективное представление о качестве самолетов дает регистрация и обобщение материалов об отказах при их эксплуатации. На основании статистики отказов по отдельным системам, агрегатам, узлам, соединениям и деталям выявляются причины отказов и принимаются меры к увеличению качества элементов конструкции, оказавшихся ненадежными и недолговечными.

Далее рассмотрим технологические пути достижения некоторых параметров качества самолетов, уровень которых во многом зависит от совершенства производства.

2.2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ

Под *точностью* геометрических размеров самолета в целом или отдельных его узлов и деталей понимается степень соответствия их действительных значений значениям, заданным проектом.

В проекте планера самолета по вопросам точности есть только одно указание — даны предельные отклонения от внешних, теоретических контуров в различных его зонах. На рис. 12 показаны допуски на размеры контуров самолета. Наиболее строгие размеры назначаются на контуры лобовой части крыла, стабилизатора, киля у сверхзвуковых самолетов; весьма жесткие допуски устанавливаются на угловые размеры несущих поверхностей — поперечное V крыла и стабилизатора выполняется с допуском $\pm 5'$, угол атаки крыла и стабилизатора $\pm 10'$. Требования к плавности контуров характеризуются отношением высоты волны h к ее длине l ; это отношение в наиболее точных зонах равно 0,2%, а в остальных 0,5%.

На рис. 13 показаны допуски на ступеньки и зазоры, получающиеся при стыковке агрегатов, при навеске рулей, элеронов, щитков, триммеров. Если учесть большие размеры агрегатов и сложность их контуров, то можно заметить, что указанные до-

пуски ($1 \div 2$ мм) также характеризуют высокие требования по точности на стыковку отдельных частей планера.

Зазоры при стыковке наружных обшивок и монолитных панелей допускаются до 0,5—0,8 мм, выступание закладных головок заклепок на контуре допускается не более 0,1 мм.

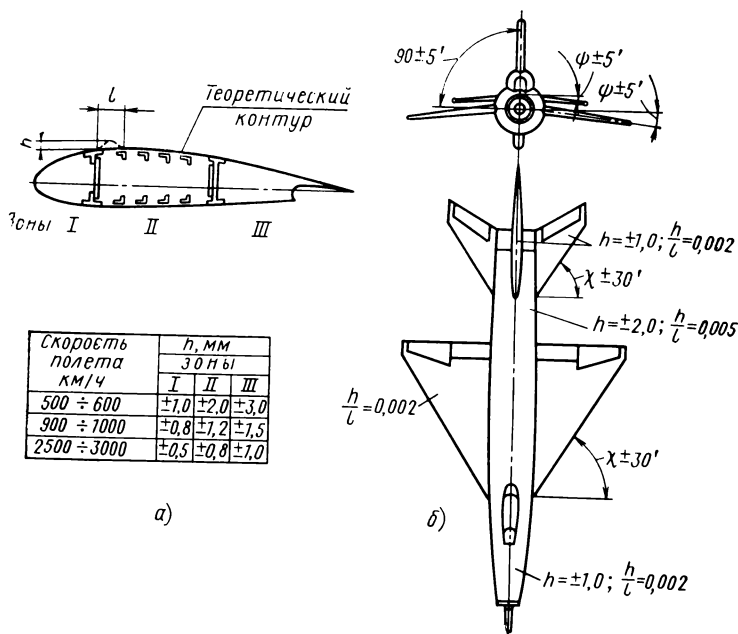


Рис. 12. Допуски на выполнение теоретического контура планера:

а—допуски на обводы крыла; б—допуски на обводы и расположение отдельных частей планера

После окончательной стыковки всех агрегатов планера при помощи оптических средств по нивелировочным точкам проверяется правильность расположения агрегатов относительно строительной горизонтали и осей самолета. Проверяется правильность установки киля, стабилизатора, двигателей, шасси, соосность отсеков фюзеляжа, симметричность правых и левых агрегатов и много других параметров, отклонения по которым лимитированы допусками.

Строгие допуски на теоретические контуры планера и на взаимное расположение его агрегатов обусловлены необходимостью сохранения летных характеристик самолета; они назначаются на основании продувок геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах и с учетом опыта эксплуатации самолетов различного класса. Нарушение заданной точности внешних контуров ведет к ухудшению характеристик самолета и увеличи-

вает лобовое аэродинамическое сопротивление, уменьшает скорость, дальность полета и др.

Допуски на размеры силовых деталей (стрингеров, лонжеронов, шпангоутов, панелей) лежат в пределах $\pm 0,2$ мм. Более жесткие допуски (2—3 класса точности) назначаются на разме-

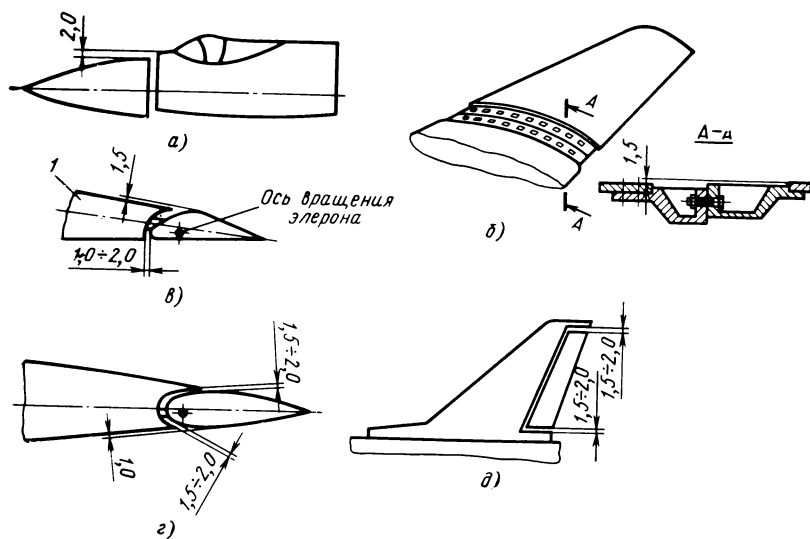


Рис. 13. Допустимые отклонения при стыковке отдельных агрегатов планера:

а—стыковка отсеков фюзеляжа с обтекателем; б—стыковка крыла с центропланом; в—установка элерона; г—установка закрылка на крыле; д—установка руля направления на киле

ры деталей шасси, подъемников и других узлов, при изготовлении которых применяется механосборка.

Обеспечение требуемой точности деталей, узлов и агрегатов является одной из главных задач технологии как науки. Производство должно располагать арсеналом методов и средств, позволяющих достигать заданные параметры точности при наименьших затратах средств и труда. В проекте самолета даны лишь точностные параметры внешних контуров; назначение допусков на все детали внутреннего набора, согласование размеров заготовительной и сборочной оснастки, определение схемы взаимозаменяемости — все эти важные вопросы решаются технологами исходя из того, чтобы выдержать допуск на конечный размер, на размер внешнего контура.

Успешная реализация проектных точностных параметров характеризует высокую культуру производства и обеспечивает снижение подгоночных и доводочных работ при сборке; для этого необходим правильный выбор технологических процессов, методов и средств производства; этому помогает также умение

анализировать механизм образования размеров деталей и сборочных единиц, анализировать причины возникновения производственных погрешностей, умение произвести размерный анализ и наметить технологический процесс, дающий наименьшие погрешности.

Изготовление продукции с обеспечением заданной точности размеров и формы изделия необходимо, во-первых, для того, чтобы изделие качественно выполняло свои служебные функции. Нарушение точностных параметров внешних контуров самолета ухудшает обтекание его набегающим в полете потоком воздуха и приводит к снижению скоростей полета, недостаточно точное выполнение контуров антенн искажает преломление радиоволн и др. Точность размеров изделий необходима, во-вторых, для того, чтобы обеспечить сочленение и сборку деталей в узлы, узлов в агрегаты, т. е. для обеспечения взаимозаменяемости изделий; это наиболее частое назначение точностных параметров изделий, без выполнения которых нельзя без излишней подгонки или подбора сочленить изделия друг с другом.

Точность и взаимозаменяемость взаимосвязаны. Точность является более общим понятием; выполнение размеров деталей, узлов, агрегатов с заданной степенью точности обеспечивает их взаимозаменяемость.

Согласно определению точность определяется соответствием полученного действительного размера A_d заданному проектному размеру A_n , т. е. мерой точности является разность

$$A_d - A_n = \Delta_A,$$

которая называется *производственной погрешностью*.

В задачу производства входит подыскание таких технологических процессов, которые обеспечивали бы минимальную погрешность Δ_A , не выходящую за пределы заданного допуска на размер A_n , равный δ_{A_n} , который назначен проектантом то ли из условия качественного выполнения машиной служебного назначения, то ли из условия выполнения требований взаимозаменяемости, то ли исходя из выполнения обоих этих требований.

Взаимозаменяемость элементов конструкции может быть также выражена определенными соотношениями размеров, однако в данном случае участвует не один размер, а минимум два размера двух деталей или узлов, которые должны собираться без подгонки и подбора; следовательно, размер A одной детали должен быть согласован с размером B другой детали, сочленяемой с первой. Здесь следует говорить уже не о точности одного размера A , а о точности увязки двух размеров A и B и о производственной погрешности Δ_{AB} увязки двух размеров A и B . *Точностью увязки* двух размеров A и B называется степень соответствия разности их действительных размеров ($A_d - B_d$) разности их проектных значений ($A_n - B_n$); количественно точность увязки

характеризуется погрешностью Δ_{AB} увязки, равной абсолютно-му значению разности [1]:

$$\Delta_{AB} = (A_d - B_d) - (A_n - B_n).$$

Это выражение можно преобразовать и представить в таком виде:

$$\Delta_{AB} = (A_d - A_n) - (B_d - B_n); \Delta_{AB} = \Delta_A - \Delta_B.$$

Следовательно, погрешность взаимной увязки размеров полностью определяется погрешностями увязываемых размеров. Погрешности увязки не должны выходить за пределы поля допуска на данное сочленение.

Разработка основ обеспечения технологическими путями точности размеров является крупной проблемой технологии машиностроения. Этой проблеме посвящено большое число трудов, среди которых ведущее место занимают труды А. П. Соколовского, В. М. Кована, Б. С. Балакшина, А. Н. Гаврилова и др. Благодаря этим трудам созданы научные основы теории точности производства машин и приборов, разработаны методы анализа производственных погрешностей с привлечением математической статистики, теории вероятностей, теории размерных цепей; разработаны эффективные методы повышения и управления точностью производства; правила базирования, компенсации. Накоплен огромный экспериментальный материал по точностной характеристике наиболее распространенных технологических процессов, положенный в основу нормативных данных.

Следует отметить, что методы обеспечения точности размеров носят более общий характер в смысле их применимости в разных отраслях машиностроения, чем методы обеспечения точности увязки и взаимозаменяемости. Например, в производстве самолетов обеспечение взаимозаменяемости производится весьма специфичными методами, существенно отличающимися от методов, применяющихся в общем машиностроении. Учитывая это, рассмотрим вначале методы достижения заданной точности размеров деталей, узлов, агрегатов, а затем — методы достижения их взаимозаменяемости.

2.2.1. Достижение точности размеров

Для анализа точности геометрических параметров изделий воспользуемся аппаратом *размерных цепей*. Напомним, что размерной цепью называется всякая замкнутая система взаимосвязанных размеров.

Размерная цепь характеризует взаимное расположение поверхностей деталей или взаимное расположение деталей в узле. Различают *пространственные* и *плоские размерные цепи*; простейшим видом размерных цепей являются плоскопараллельные размерные цепи, в которых все размеры расположены в одной

плоскости и параллельны (рис. 14). Отдельные размеры, входящие в размерную цепь, называются *звеньями размерной цепи*. Размерные цепи могут быть представлены графически в виде замкнутого контура, составленного отдельными размерами (см. рис. 14,а), и аналитически в виде алгебраической суммы ее звеньев, приравненной нулю.

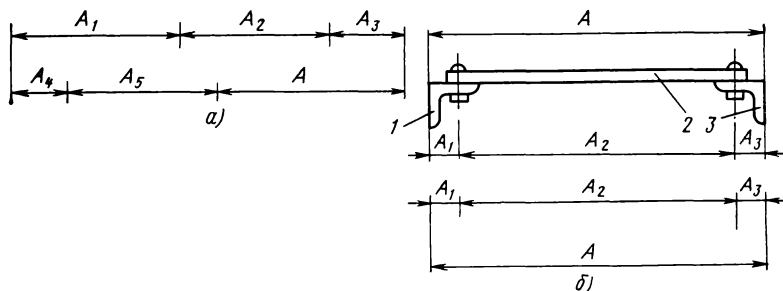


Рис. 14. Размерные цепи:

а—графическое изображение цепи; б—размерная цепь, характеризующая взаимное расположение деталей в узле;
1—профиль левый; 2—стенка; 3—профиль правый

Звено размерной цепи, возникающее в результате реализации всех других, называется замыкающим звеном, или *замыкающим размером размерной цепи*. В противоположность ему все другие звенья называются *составляющими звеньями*, или *размерами размерной цепи*. В размерной цепи, показанной на рис. 14,а, замыкающим звеном будет размер A . Тогда размеры $A_1, A_2, A_3, \dots, A_i$ при своем увеличении увеличивают замыкающий размер; эти звенья называются *увеличивающими звеньями размерной цепи*. Наоборот, увеличение звеньев $A_4, A_5, \dots, A_j$ будет уменьшать размер замыкающего звена; эти звенья называются *уменьшающими звеньями размерной цепи*. Из условия замкнутости цепи можно записать:

$$A = (A_1 + A_2 + \dots + A_i) - (A_4 + A_5 + \dots + A_j); \quad (2.1)$$

$$A = \sum_1^{m_1} A_i - \sum_1^{m_2} A_j, \quad (2.2)$$

где m_1 и m_2 — число увеличивающих и число уменьшающих звеньев размерной цепи.

На рис. 14,б уменьшающих звеньев нет.

Если под размерами $A_1, A_2, \dots$ понимать номинальные размеры, то на основании уравнений (2.1) и (2.2) можно сказать, что *алгебраическая сумма номинальных размеров размерной цепи равна нулю* или алгебраическая сумма номинальных раз-

меров составляющих звеньев размерной цепи равна номинальному размеру замыкающего звена. Однако при изготовлении деталей и сборке составляющие звенья цепи выполняются с некоторыми отклонениями от номинального размера; разница между действительным и номинальным размером называется производственной, или операционной погрешностью:

$$A_{1д} - A_{1н} = \Delta_{A1}; \quad A_{2д} - A_{2н} = \Delta_{A2}. \quad (2.3)$$

Здесь $A_{1д}$; $A_{2д}$ — действительные размеры звеньев A_1 и A_2 ;

$A_{1н}$; $A_{2н}$ — номинальные размеры звеньев A_1 и A_2 ;

Δ_{A1} , Δ_{A2} — производственные погрешности размеров A_1 и A_2 .

Производственные погрешности могут быть больше нуля ($+\Delta$); в этом случае действительный размер больше номинального. Наоборот, когда $A_{д} < A_{н}$, погрешность будет меньше нуля ($-\Delta$).

Неточное выполнение размеров составляющих звеньев цепи приводит к неточности размера замыкающего звена; его погрешность будет складываться из погрешностей составляющих звеньев.

Вследствие замкнутости размерной цепи уравнения (2.1) и (2.2) справедливы не только для номинальных размеров, но и для действительных (полученных) размеров звеньев цепи, т. е. (см. рис. 14,а):

$$A + \Delta_A = \sum_1^{m_1} (A_i + \Delta_{Ai}) - \sum_1^{m_2} (A_j + \Delta_{Aj}). \quad (2.4)$$

Так как алгебраическая сумма номинальных размеров размерной цепи равна нулю, то

$$\Delta_A = \sum_1^{m_1} \Delta_{Ai} - \sum_1^{m_2} \Delta_{Aj}, \quad (2.5)$$

Мы пришли к выводу: погрешность замыкающего звена равна алгебраической сумме погрешностей всех составляющих звеньев размерной цепи.

Размер замыкающего звена является контролируемым размером; он должен быть выполнен с точностью, определяемой допуском, величина которого определяется назначением детали или узла и требованиями к точности их геометрических размеров. Поле погрешностей ω или допуск δ равен разности между наибольшим и наименьшим предельными размерами детали или узла.

Имея директивно заданный допуск на размер замыкающего звена, необходимо назначить допуски или поля погрешностей на все составляющие звенья. Покажем, что поле погрешностей замыкающего звена равно сумме полей погрешностей составляющих

щих звеньев размерной цепи. Ориентируясь на размерную цепь, изображенную на рис. 14,а, напишем выражения для наибольшего и наименьшего предельных значений размера A замыкающего звена.

Наибольший размер замыкающего звена $A_{нб}$ будет тогда, когда все размеры увеличивающих звеньев цепи будут наибольшими, а все уменьшающие звенья — наименьшими, т. е.

$$A_{нб} = \sum_1^{m_1} A_{iнб} - \sum_1^{m_2} A_{jнм}. \quad (2.6)$$

Наименьший размер замыкающего звена $A_{нм}$ будет тогда, когда все увеличивающие звенья будут наименьшими, а уменьшающие — наибольшими:

$$A_{нм} = \sum_1^{m_1} A_{iнм} - \sum_1^{m_2} A_{jнб}. \quad (2.7)$$

Вычтем почленно (2.7) из (2.6):

$$\begin{aligned} A_{нб} - A_{нм} &= \sum_1^{m_1} (A_{iнб} - A_{iнм}) - \sum_1^{m_2} (A_{jнм} - A_{jнб}) = \\ &= \sum_1^{m_1} (A_{iнб} - A_{iнм}) + \sum_1^{m_2} (A_{jнб} - A_{jнм}). \end{aligned}$$

Согласно определению разность между наибольшим и наименьшим предельными размерами равна полю погрешностей; следовательно:

$$\omega_A = \sum_1^{m_1} \omega_{Ai} + \sum_1^{m_2} \omega_{Aj} = \sum_1^{n=m_1+m_2} \omega_{Aij}. \quad (2.8)$$

Здесь ω_A — поле погрешностей замыкающего звена;

ω_{Aij} — поля погрешностей составляющих звеньев.

При отсутствии в цепи уменьшающих звеньев ($m_2=0$)

$$\omega_A = \sum_1^m \omega_{Ai}. \quad (2.8a)$$

Вполне очевидно, что правильное распределение погрешности замыкающего звена между составляющими звеньями размерной цепи должно удовлетворять условию

$$\delta_A \geq \sum_1^m \omega_{Ai}, \quad (2.9)$$

где δ_A — допуск на замыкающее звено.

Размерные цепи дают возможность производить размерный анализ как при конструировании изделий, так и при их изготовлении. В зависимости от области применения размерные цепи разделяются на *конструктивные* и *технологические*. При помощи конструктивных размерных цепей решаются вопросы взаимного расположения поверхностей деталей при их конструировании, расчеты зазоров и натягов, взаимного расположе-

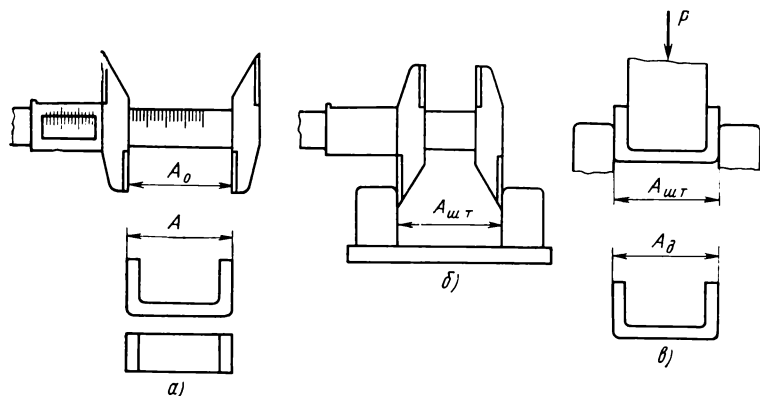


Рис. 15. Образование размера детали:

a —размер A детали и первичный размер A_0 ; $б$ —воспроизведение размера A_0 на технологической оснастке ($A_{шт}$); $в$ —образование размера детали (A_d) штамповкой

ния деталей в узлах; в них входят размеры готового изделия. При помощи технологических размерных цепей решаются задачи обеспечения точности размера замыкающего звена, проводится анализ точности размеров составляющих звеньев с учетом технологических процессов их выполнения, анализ путей сокращения числа звеньев цепей; в них входят настраиваемые размеры оборудования, размеры технологических приспособлений, инструмента и изменения этих размеров при выполнении тех или других технологических операций.

В технологических размерных цепях составляющими звеньями являются первичный размер, равный по номинальному значению размеру изделия по чертежу, и изменения этого размера на всех этапах его перенесения на изделие, а замыкающим звеном — размер изделия.

На рис. 15,а показана деталь из листового материала, изготавливаемая гибкой в штампе из плоской заготовки; длина детали по чертежу A . Последовательность перенесения размера A с чертежа на саму деталь показана на эскизах рис. 15. Размер A откладывается на штангенциркуле, где он обозначен A_0 . При помощи штангенциркуля устанавливают в нужное положение

две половины гибочного штампа; так образуется размер инструмента $A_{шт}$, который затем при гибке заготовки пуансоном и матрицей переносится на деталь ($A_{д}$). Следовательно, размер детали образуется по следующей схеме: размер по чертежу — размер, отложенный на штангенциркуле — размер штампа — размер детали [11].

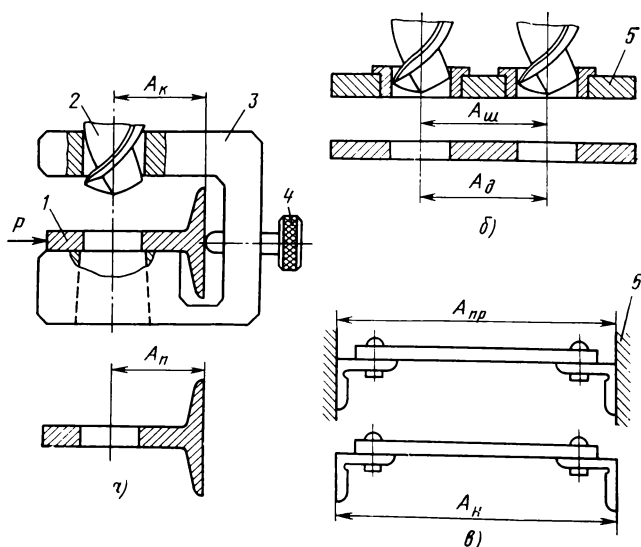


Рис. 16. Перенос размера приспособления на изделие:

а—сверление профиля в кондукторе; б—сверление стенки по шаблону; в—сборка нервюры (лонжерона) в приспособлении; г—профиль; 2—сверло; 3—кондуктор; 4—регулируемый упор; 5—шаблон; 6—сборочное приспособление

Размер детали как бы копируется или переносится с рабочих элементов инструмента, оборудования или приспособления, установленных относительно друг друга при помощи измерительного инструмента или шаблона на требуемом чертежном расстоянии. Однако копирование не может быть произведено абсолютно точно. При каждом этапе копирования исходного размера возникает погрешность, и чем их больше, тем больше будет суммарная погрешность. В нашем примере погрешность обуславливается упругой деформацией детали после гибки.

Наименьшая погрешность возникает при одном переносе; размерная цепь такого единичного переноса называется *операционной технологической размерной цепью*. На рис. 16 даны примеры операционных размерных цепей, реализуемых при изготовлении деталей и при сборке. Размеры инструмента, оборудования, приспособлений принято называть технологическими размерами: размер кондуктора A_k , шаблона $A_{шт}$, приспособле-

ния $A_{\text{пр}}$. Изменения размеров инструмента, оборудования, приспособлений, полученные при их переносе на деталь, обозначают строчными буквами ($a_{\text{к}}$, $a_{\text{ш}}$, $a_{\text{пр}}$).

Уравнения операционных технологических размерных цепей и уравнения погрешностей для случаев, показанных на рис. 16, будут иметь вид:

$$\text{а) } A_{\text{н}} = A_{\text{к}} + a_{\text{к}}; \Delta_{A_{\text{н}}} = \Delta_{A_{\text{к}}} + \Delta_{a_{\text{к}}}; \quad (2.10)$$

$$\text{б) } A_{\text{д}} = A_{\text{ш}} + a_{\text{ш}}; \Delta_{A_{\text{д}}} = \Delta_{A_{\text{ш}}} + \Delta_{a_{\text{ш}}}; \quad (2.11)$$

$$\text{в) } A_{\text{н}} = A_{\text{пр}} + a_{\text{пр}}; \Delta_{A_{\text{н}}} = \Delta_{A_{\text{пр}}} + \Delta_{a_{\text{пр}}}. \quad (2.12)$$

Здесь $A_{\text{к}}$, $A_{\text{ш}}$, $A_{\text{пр}}$ — размеры кондуктора, шаблона, приспособления (оснастки), $a_{\text{к}}$, $a_{\text{ш}}$, $a_{\text{пр}}$ — изменения этих размеров при переносе их на деталь; $\Delta_{A_{\text{к}}}$, $\Delta_{A_{\text{ш}}}$, $\Delta_{A_{\text{пр}}}$ — погрешности размеров оснастки по отношению к первичным размерам; $\Delta_{a_{\text{к}}}$, $\Delta_{a_{\text{ш}}}$, $\Delta_{a_{\text{пр}}}$ — погрешности переноса размеров с оснастки на деталь.

Во всех уравнениях слева — размер и погрешность замыкающего звена, справа — размеры и погрешности составляющих звеньев.

Погрешности, появляющиеся при выполнении технологических операций, объясняются различными причинами. При сверлении в кондукторе погрешность расположения отверстия объясняется неточностью фиксации профиля в кондукторе; при сверлении по шаблону погрешность расположения отверстий объясняется наличием зазора между сверлом и отверстием в шаблоне; при сборке в приспособлении — неточностью фиксации деталей в приспособлении и деформацией, возникающей при клепке.

Для того чтобы характеризовать точность размера детали, недостаточно учесть только погрешность одного этапа переноса размера A технологического оснащения; необходимо учесть также погрешность первичного размера A_0 (см. рис. 15,а), отложенного на измерительном инструменте Δ_{A_0} . Такие операционные размерные цепи, которые учитывают все этапы переноса первичного размера, называются *подетальными технологическими размерными цепями*. Для них уравнения размерных цепей и погрешностей будут иметь на одно составляющее звено больше, чем в уравнениях (2.10) — (2.12):

$$\text{а) } A_{\text{н}} = A_{\text{к}} + a_{\text{к}} + a_{0\text{к}}; \Delta_{A_{\text{н}}} = \Delta_{A_{\text{к}}} + \Delta_{a_{\text{к}}} + \Delta_{a_{0\text{к}}}; \quad (2.13)$$

$$\text{б) } A_{\text{д}} = A_{\text{ш}} + a_{\text{ш}} + a_{0\text{ш}}; \Delta_{A_{\text{д}}} = \Delta_{A_{\text{ш}}} + \Delta_{a_{\text{ш}}} + \Delta_{a_{0\text{ш}}}; \quad (2.14)$$

$$\text{в) } A_{\text{н}} = A_{\text{пр}} + a_{\text{пр}} + a_{0\text{н}}; \Delta_{A_{\text{н}}} = \Delta_{A_{\text{пр}}} + \Delta_{a_{\text{пр}}} + \Delta_{a_{0\text{н}}}, \quad (2.15)$$

где $a_{0\text{к}}$, $a_{0\text{д}}$, $a_{0\text{н}}$ — изменение проектных размеров при переносе их на измерительный инструмент; $\Delta_{a_{0\text{к}}}$, $\Delta_{a_{0\text{д}}}$, $\Delta_{a_{0\text{н}}}$ — погрешности этого переноса.

Точность замыкающих размеров при сборке вне приспособлений характеризуется *сборочными технологическими размерными цепями*. Предположим, что узел (нервюра, лонжерон), изображенный на рис. 14,б, собирают при помощи заклепок по отверстиям, просверленным независимым образом (несовместно). Тогда при сборке размер замыкающего звена A будет определяться следующим уравнением сборочной размерной цепи:

$$A = A_1 + A_2 + A_3 + a_{12} + a_{23}; \quad (2.16)$$

$$\Delta_A = \Delta_{A1} + \Delta_{A2} + \Delta_{A3} + \Delta_{a12} + \Delta_{a23}. \quad (2.17)$$

Здесь a_{12} , a_{23} , Δ_{a12} , Δ_{a23} — изменения размеров и погрешности, возникающие в результате соединения деталей 1—2 и 2—3; погрешности при сборке возникают из-за смещения зазоров между заклепкой и отверстием в пакете и в результате деформации пакета во время клепки.

Однако размер A и погрешность Δ_A — замыкающего звена сборочной размерной цепи не полностью характеризуют точность узла по отношению к размерам проекта, так как в уравнениях (2.16) и (2.17) размеры A_1 , A_2 и A_3 деталей, входящих в узел, не учитывают погрешности при их выполнении. Размеры A_1 и A_3 , получаемые путем сверления отверстий в левом и правом профилях узла в кондукторе (см. рис. 16,а), должны определяться уравнением (2.10) операционной размерной цепи, а размер A_2 стенки, получаемый сверлением по шаблону (см. рис. 16,б), должен определяться уравнением операционной цепи (2.11). Тогда уравнения (2.16) и (2.17) примут следующий вид:

$$\begin{aligned} A &= 2(A_k + a_k) + (A_{ш} + a_{ш}) + a_{12} + a_{23} = \\ &= 2A_k + A_{ш} + 2a_k + a_{ш} + a_{12} + a_{23}; \end{aligned} \quad (2.18)$$

$$\Delta_A = 2\Delta_{A_k} + \Delta_{A_{ш}} + 2\Delta_{a_k} + \Delta_{a_{ш}} + \Delta_{a12} + \Delta_{a23}. \quad (2.19)$$

Такие сборочные размерные цепи, в которых учитывается влияние на замыкающий размер и его погрешность не только процессов сборки, но и процессов изготовления деталей, входящих в узел, называются *полными сборочными технологическими размерными цепями*.

Уравнения (2.18) и (2.19) являются уравнениями полной сборочной размерной цепи узла, показанного на рис. 14,б. По этим уравнениям замыкающий сборочный размер и его погрешность определяются с учетом всех этапов переноса первичного размера (Δ_{A_k} , $\Delta_{A_{ш}}$), погрешностей копирования размеров технологической оснастки (Δ_{a_k} , $\Delta_{a_{ш}}$) и погрешностей, вносимых в размерную цепь соединением деталей (Δ_{a12} , Δ_{a23}).

Следовательно, сборочный размер узла, агрегата, возникает в соответствии со следующей схемой: *размеры деталей по чертежу — первичные размеры деталей — размеры технологичес-*

кого оборудования, приспособлений, инструмента — размеры деталей — суммирование размеров деталей — размер сборочной единицы.

На основе уравнений операционных, подетальных, сборочных и полных сборочных размерных цепей можно подсчитать поля погрешностей замыкающих звеньев, определять экстремальные отклонения размеров замыкающих звеньев от номинальных размеров (расчет на максимум — минимум) на основе точностных характеристик применяемых технологических процессов; они позволяют также наметить пути повышения точности деталей и сборочных единиц.

Для плоскопараллельных технологических размерных цепей, как следует из уравнений (2.5), (2.8) и (2.10) — (2.18), повышение точности размеров замыкающих звеньев (уменьшение погрешностей) может производиться двумя путями.

1. За счет повышения точности составляющих звеньев размерной цепи (уменьшения Δ_i, ω_i).

2. За счет уменьшения числа n звеньев размерной цепи.

Первый путь связан с повышением точностных характеристик технологических процессов и отдельных операций. Как видно из приведенных уравнений, погрешности замыкающих звеньев складываются из погрешностей размеров инструмента, приспособлений, оборудования и погрешностей воспроизведения размеров при выполнении тех или других операций. Для того чтобы обоснованно решать задачи по расчету размерных цепей и, исходя из заданного допуска на замыкающий размер назначать допуски на размеры составляющих звеньев, надо иметь нормативные данные по точности различных технологических процессов и операций.

В наибольшей степени этот вопрос изучен применительно к операциям механической обработки — точению, фрезерованию, сверлению, разворачиванию и др. Это объясняется тем, что именно механической обработкой изготавливаются детали, из которых собираются сложные и точные узлы и механизмы, выполняющие свои служебные функции только благодаря правильному расчету и выполнению допусков на размеры сочленяемых поверхностей деталей: золотниковые пары, гидравлические цилиндры, шариковые подъемники и др. Механическая обработка обеспечивает высокую степень точности деталей вплоть до первого класса. Погрешности механической обработки могут составлять лишь сотые доли миллиметра.

Значительно меньшую точность размеров обеспечивают операции листовой штамповки, используемые для изготовления подавляющего большинства деталей самолетов. Главным источником погрешностей при штамповке деталей являются упругие деформации, которые проявляют себя после снятия внешних деформирующих сил. Поводки деталей после разгрузки (пружинение) могут доходить до нескольких миллиметров; доведение

размеров до требуемой точности производится или специальной калибрующей операцией, или путем ручной доработки. Поэтому допуск $\pm 0,5$ мм на размеры деталей является оптимальным; более высокие требования по точности сопряжены с большими затратами труда.

Для многих крупногабаритных и маложестких деталей из листовых и профильных заготовок (обшивки, стрингеры), высокие требования по точности не являются необходимыми, так как окончательную форму они приобретают только в узле после соединения с более жесткими элементами.

Еще менее изученными являются точностные характеристики сборочных операций: сварки, клепки, болтовых соединений. Источником погрешностей при выполнении этих операций являются деформации, возникающие в результате неравномерного нагрева (при сварке), местных пластических деформаций (при клепке), возникновения напряжений при установке болтов с натягом. Погрешности, возникающие при различных видах соединений, зависят от размеров изделий и могут доходить до нескольких миллиметров; устранение их иногда производится правкой. Накопление и обобщение материалов по точности процессов сборки различными способами для обоснованных точностных расчетов является важной проблемой.

Уравнение погрешностей, например (2.19), включает погрешности размеров технологической оснастки ($\Delta_{ак}$ и $\Delta_{аш}$) и погрешности процессов сверления и сборки. Так как размер A_k кондуктора (см. рис. 16, а) и $A_{ш}$ шаблона (см. рис. 16, б) выполняются по несложной схеме инструментальным способом, к ним следует предъявить высокие требования по точности, более высокие, чем к другим составляющим звеньям. Следовательно, по отношению к первичным размерам размеры A_k и $A_{ш}$ должны быть выполнены с минимально возможной погрешностью.

Операционные погрешности $\Delta_{ак}$, $\Delta_{аш}$, Δ_{a12} , Δ_{a23} образуются более сложно. Они определяются не одним-двумя факторами, а совокупностью факторов, проявление которой носит случайный характер. Несмотря на кажущуюся неизменность условий процесса формообразования, детали, изготавливаемые, например, точением, фрезерованием, вырубкой, гибкой и другими способами, получаются несколько отличающимися по размерам, с разной погрешностью по отношению к технологическим размерам оборудования и оснастки. При механической обработке на токарном станке операционная погрешность размеров деталей будет определяться неточностью станка (биение шпинделя, зазоры в сопряженных деталях, непараллельность осей и др.), неточностью приспособления, размерным износом инструмента, деформацией станка, приспособления и инструмента, деформацией детали от силового воздействия, от повышенных температур, от перераспределения внутренних напряжений и др. Все эти факторы влияют во времени не одинаково, в каждый данный момент

складывается определенная ситуация, отличная от ситуации следующего момента, поэтому погрешности получаются неодинаковыми не только у разных деталей, но и у разных сечений одних и тех же деталей.

Не меньше факторов, влияющих на операционную погрешность, можно перечислить и для процесса штамповки и сборки различными методами.

Так как размеры деталей и узлов невозможно выполнить строго по номинальному (расчетному) значению, то размеры деталей и узлов в проекте задаются не одним числом, а фактически двумя числами, двумя предельными размерами (наибольшим и наименьшим). Например, заданный размер $A=40\pm 0,1$ мм детали имеет наибольший предельный 40,1 мм и наименьший предельный 39,9 мм. Контролер, проверяющий размеры деталей, будет считать годными все детали, удовлетворяющие условию $39,9 \leq A \leq 40,1$ мм. Естественно, чем больше поле допуска, тем меньшие требования можно предъявлять к точности оборудования и технологического процесса в целом и тем меньше деталей будет уходить в брак.

Операционные погрешности различных технологических процессов определяются экспериментально, путем замеров действительных размеров партии деталей. Чем больше деталей подвергается обмеру, тем более объективные данные можно получить о точностных показателях процесса. Экспериментальные данные лежат в основе различных методов исследования действительных погрешностей обработки деталей и их сборки. Замеры большого числа деталей дают возможность определить поле погрешностей, характер рассеивания погрешностей в этом поле, центр группирования погрешностей, среднее квадратическое отклонение, что дает достаточно полную точностную характеристику данного технологического процесса и позволяет прогнозировать точность процессов.

Для установления влияния на точностные характеристики какой-либо технологической операции всей совокупности действующих при ее выполнении факторов используется так называемый *статистический метод*. Этот метод может использоваться без постановки специальных экспериментов; объектом измерения могут быть детали или узлы основной продукции, а по результатам измерений партии изделий определяются точностные характеристики исследуемой операции. Основным требованием в данном случае является достаточно большое число измерений; только при таком условии можно быть уверенным в объективности выявленной точностной характеристики операции и в сохранении ее в последующих этапах производства изделий.

В основе статистического метода лежит построение практических и теоретических кривых распределения (рассеивания) размеров деталей.

Поясним существо метода на примере исследования точностной характеристики процесса группового раскроя пакета листов по шаблону на раскройном радиально-фрезерном станке (рис. 17). Копировальная втулка 3 перемещается по контуру шаблона фрезерования 2, все время находясь с ним в контакте; нижняя режущая часть фрезы 4 образует канавку, которая отделяет

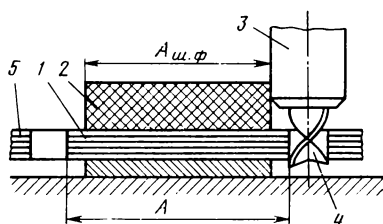


Рис. 17. Групповой раскрой листов фрезерованием на радиально-фрезерном станке:

1—детали; 2—шаблон фрезерования; 3—копировальная втулка; 4—пальцевая фреза; 5—пакет листов;

$A_{ш.ф}$ —размер шаблона фрезерования; A —размер деталей

детали 1 от общего пакета листов 5, размер $A_{ш.ф}$ шаблона фрезерования 2 копируется таким образом на детали 1 размером A , который является замыкающим звеном операционной размерной цепи.

Задача сводится к тому, чтобы определить точностную характеристику данной операции путем измерения действительного размера A_d и определения производственных погрешностей относительно заданного размера. Примем проектный размер $A_n = 200_{-0,4}$ мм, а число обследуемых деталей 100 штук; наибольший предельный размер равен 200 мм, наименьший 199,6 мм, а поле допуска $\delta_A = 0,4$ мм. После измерений деталей (погреш-

ность измерения не учитываем) их следует распределить по действительному размеру A_d по отдельным интервалам и подсчитать, сколько их оказалось в каждом интервале; все поле рассеивания размера A разделим на девять равных интервалов через каждые 0,05 мм. Количество деталей в каждом интервале, отнесенное ко всем измеренным деталям, характеризует частоту попадания размера A_d в данный интервал. Результаты измерений представлены в табл. 2.1.

На рис. 18 дано графическое изображение рассеивания размеров. Ступенчатая диаграмма, состоящая из прямоугольников с шириной, равной величине интервала, и высотой, равной частоте, называется гистограммой распределения (рассеивания); если концы прямоугольников соединить прямыми или плавными линиями, мы получим практическую кривую распределения размера A_d .

С увеличением числа измерений и числа интервалов при сокращении их полей получается плавная кривая распределения, которая более объективно представляет характер рассеивания размеров деталей.

Начало координат на рис. 18 соответствует среднему проектному размеру $A_{п.ср} = 199,80$ мм.

Результаты измерений деталей (см. рис. 17)

Интервал размеров $A_{д}$, мм	Частота y , шт.	Средний размер A интервала мм	Произведение $A \cdot y$	$(A_{п.ср} - A)^2$	$(A_{п.ср} - A)^2 y$
200,05—200,00	2	200,025	400,050	0,0408	0,0816
200,00—199,95	5	199,975	999,875	0,0231	0,1155
199,95—199,90	12	199,925	2399,100	0,0104	0,1248
199,90—199,85	19	199,875	3797,625	0,0027	0,0513
199,85—199,80	23	199,825	4595,875	0,0000	0,0001
199,80—199,75	20	199,775	3995,500	0,0023	0,0461
199,75—199,70	12	199,725	2396,700	0,0096	0,1152
199,70—199,65	4	199,675	798,700	0,0219	0,0876
199,65—199,60	3	199,625	598,875	0,0392	0,1176

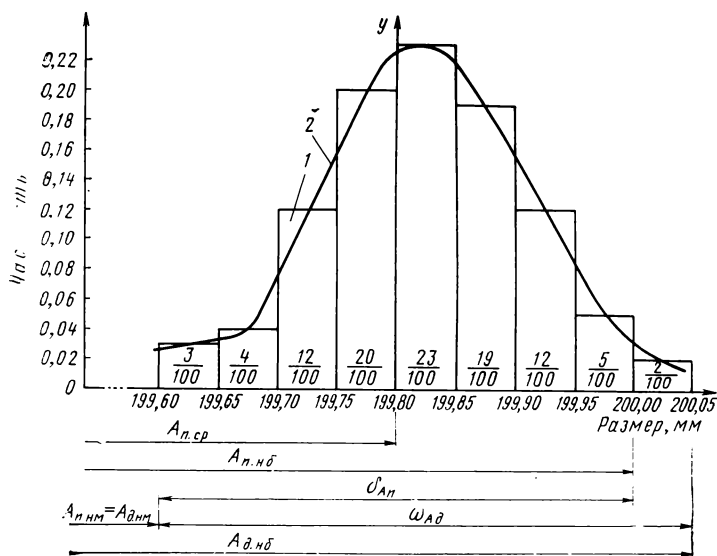


Рис. 18. Кривая распределения (рассеивания) размеров деталей:

1—ступенчатая; 2—практическая; $A_{д.нб}$, $A_{д.нм}$, $\omega_{Ад}$ —действительные наибольший, наименьший размеры, поле погрешностей действительного размера; $A_{п.нб}$, $A_{п.ср}$, $A_{п.нм}$, $\delta_{Ап}$ —проектные наибольший, средний, наименьший размеры, поле допуска

На основе практической кривой распределения определяются следующие параметры, характеризующие точность технологического процесса.

1. *Поле рассеивания размеров*, численно равное полю операционных погрешностей размера A_d :

$$\omega_{A_d} = A_{d,нб} - A_{d,нм} = 0,45 \text{ мм.}$$

В нашем случае поле действительных погрешностей больше поля допуска $\delta_{A_p} = 0,4$ мм. Из диаграммы видно, что две детали с размером $A_d > 200$ мм выходят за пределы поля допуска и их следует дорабатывать.

2. *Центр группирования или центр рассеивания* размеров характеризует интервал размеров, попадание в который при изготовлении деталей упомянутой операцией имеет наибольшую вероятность. Положение центра группирования определяется средним значением действительных размеров:

$$A_{d,ср} = \frac{A_{d1}y_1 + A_{d2}y_2 + A_{d3}y_3 + \dots + A_{dk}y_k}{y_1 + y_2 + y_3 + \dots + y_k}. \quad (2.20)$$

В нашем примере $A_{d,ср} = 199,823$ мм.

Центр группирования, как правило, не совпадает с серединой поля рассеивания ω_{A_d} , а также с серединой поля допуска δ_{A_p} , заданного проектом, и положение которого совпадает с началом координат кривой распределения.

Центр группирования размеров является весьма важной точностной характеристикой процесса; с течением времени положение его может изменяться, например, в связи с износом фрезы и шаблона фрезерования.

Несимметричность кривой рассеивания характеризуется разностью

$$A_{d,ср} - \frac{A_{d,нб} + A_{d,нм}}{2} = 0,002 \text{ мм,}$$

которая представляет собой смещение центра группирования с середины поля рассеивания. Большое значение имеет также соответствие центра группирования размеров среднему проектному размеру $A_{п,ср}$, выраженному разностью

$$A_{d,ср} - A_{п,ср} = A_{d,ср} - \frac{A_{п,нб} + A_{п,нм}}{2} = 0,023 \text{ мм.}$$

Эта разность характеризует смещение центра группирования с середины поля допуска на размер A_p . Совпадение этих центров гарантирует лучшие точностные показатели процесса; при существенном несовпадении во всех возможных случаях необходимо корректировать положение центра группирования, приближая его к середине поля допуска путем изменения звеньев размерной цепи, например, путем замены копировальной втулки или

дорабатывая контур шаблона фрезерования, а также применяя другие виды настройки технологического процесса на требуемый размер.

Следовательно, кроме условия

$$\omega_{A_d} \leq \delta_{A_d}$$

необходимо еще согласование расположения поля погрешностей с расположением поля допуска.

3. Среднее квадратичное отклонение σ размеров от центра группирования (от $A_{д.ср}$) характеризует интенсивность рассеивания размеров около центра группирования; оно определяется уравнением

$$\sigma = \sqrt{\frac{(A_{д1} - A_{д.ср})^2 \cdot y_1 + (A_{д2} - A_{д.ср})^2 \cdot y_2 + \dots + (A_{дk} - A_{д.ср})^2 \cdot y_k}{y_1 + y_2 + \dots + y_k}} \quad (2.21)$$

Чем больше частота попадания размеров в зону, близкую к центру поля рассеяния, тем меньше абсолютное значение среднего квадратичного отклонения.

Практическая кривая распределения может быть аппроксимирована теоретической кривой распределения. Широкой практикой исследования случайных величин показано, что рассеивание производственных погрешностей стабильного технологического процесса может быть представлено так называемыми *кривыми нормального распределения, определяемыми уравнением Гаусса*:

$$y = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}}. \quad (2.22)$$

Параметр σ в этом уравнении фиксирует абсциссу, при которой кривая изменяет знак кривизны; он равен среднему квадратичному отклонению точек кривой от оси симметрии (центра группирования). Следовательно, среднее квадратичное отклонение, определенное экспериментально на основе измерения партии деталей, дает возможность перейти к нормальному закону распределения и уже на его основе провести дальнейшее исследование поля рассеивания размеров.

Влияние среднего квадратичного отклонения σ на рассеивание размеров показано на рис. 19,а. Из сравнения кривых следует, что с уменьшением σ размеры деталей более интенсивно группируются около центра рассеивания, что приводит к уменьшению частоты попадания размеров в зоны, далекие от $A_{д.ср}$; это характеризует большую устойчивость технологического процесса.

Закон нормального распределения применим тогда, когда исследуемый параметр является случайной величиной, зависящей от большого числа факторов, не зависящих или слабо за-

висимых друг от друга, когда в общей совокупности факторов нет доминирующих и каждый фактор оказывает на исследуемую величину то или иное ограниченное по величине воздействие.

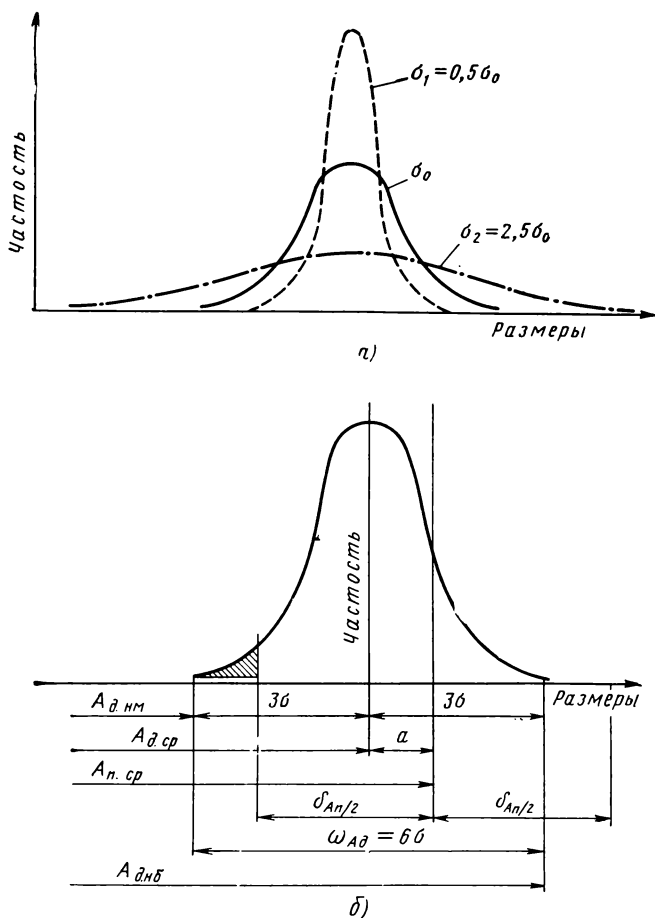


Рис. 19. Кривые нормального распределения размеров:

а—при разных значениях среднего квадратичного отклонения σ ;
б—со смещенным относительно среднего проектного размера центром группирования

Подобное рассеивание случайных величин наблюдается при измерениях (погрешности измерения), при установившемся технологическом процессе изготовления деталей и их сборке (операционные погрешности). Поэтому закон нормального распределения наиболее часто применяется для исследования точностных параметров производства. При использовании нормального

распределения предельные отклонения случайной величины от центра группирования обычно выражают в долях среднего квадратичного отклонения; предельные отклонения от центра группирования ограничивают полем $\pm 3\sigma$. Допустимость этого доказывается следующим.

Если всю площадь под кривой нормального распределения принять за 100%, то, задаваясь различными интервалами в долях σ относительно центра группирования и определяя относительную площадь под кривой в заданном интервале, можно получить вероятность попадания случайной величины в интервалы с различными границами отклонений. Вся площадь под кривой Гаусса (2.22) выражается уравнением

$$F = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}} \quad (2.23)$$

Изменяя пределы интегрирования, можно получить площадь под кривой в различных интервалах, а отнеся ее к полной площади — получить вероятность попадания случайной величины в заданный интервал. В табл. 2.2 приведены данные расчетов.

Таблица 2.2

Вероятность попадания случайной величины в заданный интервал

Пределы интегрирования	$\pm 0,3\sigma$	$\pm 0,7\sigma$	$\pm 1,1\sigma$	$\pm 2\sigma$	$\pm 3\sigma$
Площадь F под кривой в % к полной площади (вероятность попадания в данный интервал)	25	50	75	95,5	99,73
Интервал размеров A_d (на основе табл. 2.1); $\sigma=0,086$	$199,797 \div 199,849$	$199,763 \div 199,883$	$199,739 \div 199,907$	$199,651 \div 199,995$	$199,565 \div 200,081$

Из табл. 2.2 видно, что практически все поле рассеивания случайной величины укладывается в пределах $\pm 3\sigma$; вероятность попадания размеров (погрешностей) за эти пределы составляет всего лишь 0,27% (процент риска). Следовательно, поле рассеивания ω , после определения σ на основе измерений размеров партии деталей, определяется уравнением

$$\omega_{Ad} = A_{d,нб} - A_{d,нм} = 6\sigma. \quad (2.24)$$

Для нашего примера можно принять $\omega_{Ad} = 6\sigma = 0,516$ мм.

Построение теоретической кривой распределения на основе измерений деталей дает возможность прогнозировать на некоторое время вперед вероятность попадания размеров деталей

в определенный интервал. В табл. 2.2 дана вероятность попадания размеров A_d (см. табл. 2.1) в заданный интервал, что означает: если с соблюдением прежних условий изготовить большую партию деталей, то в соответствии с законом больших чисел можно ожидать попадания 25% деталей в диапазон размеров $A_d = 199,797—199,849$, 50% в диапазон $A_d = 199,763—199,883$ мм, 99,73% в диапазон $A_d = 199,565—200,081$. Центр группирования $A_{д.ср}$ является математическим ожиданием, т. е. взвешенной по вероятностям средней арифметической величиной исследуемого размера.

Распределение размеров партии деталей, соответствующее закону Гаусса, с центром группирования, совпадающим со средним размером детали по проекту ($A_{д.ср} - A_{п.ср} = 0$), говорит о том, что в процессе образования размера не участвуют крупные, постоянные, доминирующие над всеми другими погрешности, что участвуют лишь много мелких и случайных погрешностей, каждая из которых незначительна по своему значению и что дальнейшая регулировка и отладка технологического процесса могут не привести к заметному уменьшению суммарной погрешности. При нормальном распределении размеров поле рассеивания равно 6σ и максимальное отклонение размеров деталей от заданного составляет $\pm 3\sigma$. Согласование поля рассеивания с допуском в данном случае выражается условием

$$6\sigma \leq \delta_{Aп}.$$

Отклонение a центра группирования от заданного проектом среднего размера, показанное на рис. 19,б ($A_{п.ср} - A_{д.ср} = a$), свидетельствует о наличии в технологическом процессе постоянной погрешности, которая может быть обусловлена неправильной установкой инструмента, неправильным его размером, неправильным базированием. Такую погрешность необходимо выявить и устранить, так как максимальное отклонение размеров деталей от заданного в этом случае будет равно $3\sigma + a$, что усложняет согласование поля рассеивания с полем допуска; если допуск задан симметрично относительно $A_{п.ср}$ (рис. 20), то согласование выражается условием

$$6\sigma \leq \delta_{Aп} - a,$$

что равносильно сужению поля допуска.

Нормальное распределение Гаусса, естественно, не может отразить точностные характеристики всего разнообразия технологических процессов. Влияние отдельных факторов, которые в разных процессах могут быть неодинаковыми и изменяющимися с течением времени обработки, искажает проявление совокупности случайных величин и кривые действительного распределения размеров становятся отличными от кривых нормального распределения. К таким факторам могут быть отнесены погрешности, связанные с износом инструмента и износом приспособле-

ний, закономерно изменяющимися с течением времени и обуславливающими получение разных размеров деталей от партии к партии. Для изучения изменения точностных показателей технологических процессов с течением времени обработки деталей или их сборки используют так называемые *точечные диаграммы*.

До сих пор мы говорили о построении кривых распределения размеров партии деталей независимо от их порядкового номера или времени изготовления. Точечные диаграммы дают возможность проследить изменение размеров от детали к детали или от партии к партии и на основании этого, в случае необходимости, корректировать систему станок — приспособление — инструмент — деталь (СПИД). Сущность этого метода заключается в том, что в системе координат «размер A_d детали — порядковый ее номер» размеры деталей наносят отдельными точками с последующим очерчиванием поля рассеивания прямыми или кривыми линиями (рис. 20).

Наилучшим случаем, естественно, будет такой, когда рассеивание размеров деталей является нормальным и не изменяется с течением времени, т. е. когда оно в любой партии, изготовленной в любой момент времени, остается постоянным. Это характеризует влияние на точность обработки только совокупности случайных погрешностей и отсутствие систематических погрешностей. Точечная диаграмма для этого случая показана на рис. 20,а; в конце диаграммы схематично построена кривая распределения размеров.

Покажем далее влияние на кривую нормального распределения размеров систематической ошибки, изменяющейся по времени. Предположим, что во втором случае обработки отсутствует влияние совокупности случайных погрешностей и на размеры деталей влияет лишь один фактор — износ инструмента, изменяющийся во времени по линейному закону. Тогда каждая следующая деталь будет отличаться по размеру от предыдущей и точечная диаграмма для этого случая будет иметь вид, показанный на рис. 20,б; горизонтальные линии на диаграмме разделяют поле рассеивания на отдельные интервалы размеров. Ввиду того что в каждый интервал размеров попадает одинаковое число деталей, кривая распределения размеров принимает вид прямоугольника (дана в конце диаграммы). Такой закон распределения называется *законом равной вероятности*. При действии этого закона попадание размеров в любой интервал поля рассеивания имеет одинаковую вероятность.

В реальных условиях на размеры деталей оказывают влияние и совокупность случайных погрешностей и систематические погрешности. Точечная диаграмма в этом случае (см. рис. 20,в) получается соединением диаграмм, построенных из предположения действия только совокупности случайных и только систематической погрешностей (см. рис. 20,а и б). Кривая распределе-

ния получается более пологой по отношению к кривой нормального распределения (см. рис. 20,а), здесь увеличено поле рассеивания, средний размер поля рассеивания изменяется с течением времени обработки, становится большим среднее квадратичное

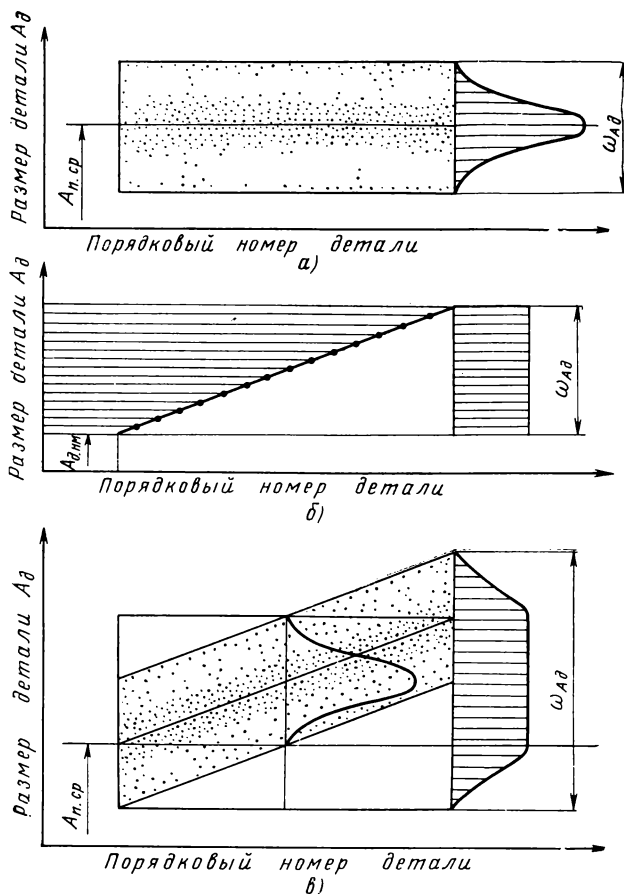


Рис. 20. Точечные диаграммы распределения размеров деталей:

а—при действии только совокупности случайных факторов; б—при действии только одного систематического фактора (например, износа инструмента); в—при действии совокупности случайных и систематического факторов

отклонение; после изготовления определенного количества деталей поле рассеивания может выйти за пределы допуска и для предотвращения этого требуется периодическая подналадка оборудования, которая может осуществляться автоматически (на автоматах) или вручную с перерывами в работе оборудования.

Точечная диаграмма с несколькими переналадками системы СПИД показана на рис. 21.

Если систематическая погрешность изменяется не по линейному закону, а по более сложному криволинейному, то кривые распределения размеров могут иметь самый различный вид; на рис. 22 поясняется образование кривых распределения: асимметричного треугольного закона (а), симметричного треугольного

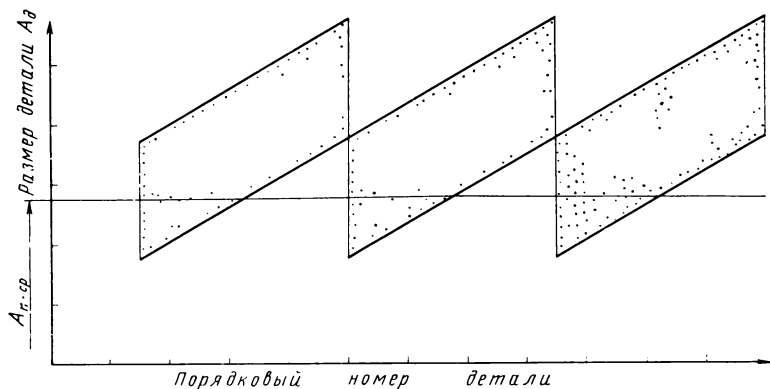


Рис. 21. Точечная диаграмма размеров деталей при осуществлении нескольких корректировок настройки системы СПИД

закона (б), криволинейного асимметричного закона (в). Из рисунков видно, что если действие совокупности случайных величин стабильно, то форма суммарной точечной диаграммы определяется закономерностью действия систематического фактора.

Точечные диаграммы дают возможность детально изучить точностные параметры технологического процесса и наметить пути их улучшения.

В частности, искусственным введением постоянной погрешности можно сместить в поле допуска центр группирования кривой распределения в сторону уменьшения или увеличения размеров в зависимости от того, как будут изменять размеры деталей последующий износ инструмента. Если износ инструмента увеличивает размеры (например, при точении), то в начале обработки следует установить инструмент так, чтобы получать детали с размерами ближе к крайнему наименьшему размеру; тогда создается большой «запас» для изменения размеров вследствие износа инструмента. Такая настройка технологического процесса, естественно, возможна, когда $\omega_{Ad} < \delta_{An}$ и поле рассеивания можно перемещать в поле допуска, не выходя за его пределы (рис. 23).

На основе знания операционных погрешностей можно производить размерный анализ и расчет технологических размерных цепей. В качестве примера приведем расчет погрешностей размера A при сборке узла, показанного на рис. 14,б.

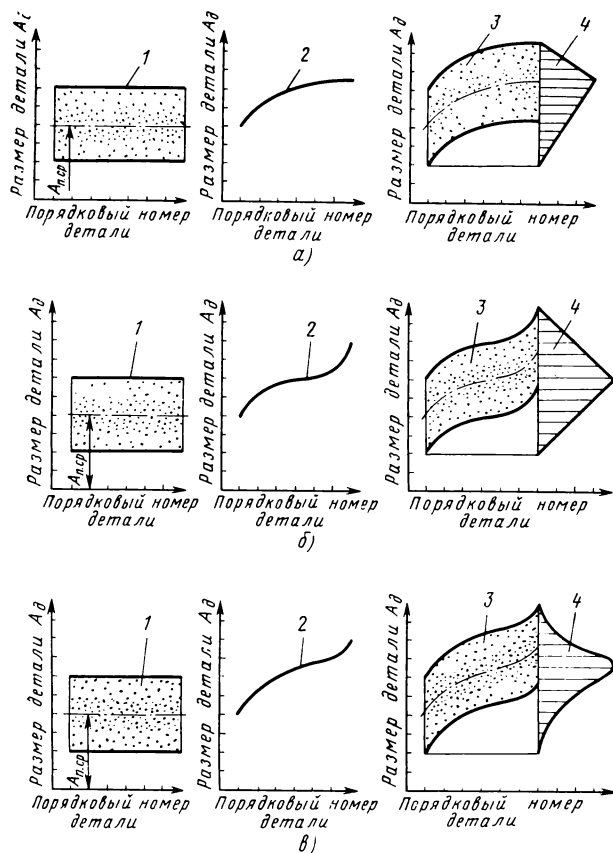


Рис. 22. Схемы образования некоторых видов кривых распределения размеров:

а—асимметричное треугольное; б—симметричное треугольное; в—асимметричное криволинейное; 1—точечная диаграмма при действии только совокупности случайных факторов; 2—то же, при действии только систематического фактора; 3—то же, при действии случайных и систематического факторов; 4—кривые распределения

Предположим, что мы определили операционные погрешности, имеющие место при изготовлении профилей 1 и 3, стенки 2 и их соединений. Тогда, воспользовавшись уравнием (2.19), можно определить погрешность замыкающего звена Δ_A . Примем поле погрешности при установке фиксаторов в кондукторе для сверления отверстий в профилях 1 и 3 $\Delta_{A\kappa} = \pm 0,10$, погрешность

сверления. $\Delta_{a_k} = \pm 0,10$, погрешность шаблона $\Delta_{a_{ш}} = -0,2$, а сверления по шаблону $\Delta_{a_{ш}} = \pm 0,2$; погрешности соединения деталей заклепками $\Delta_{a_{12}} = \Delta_{a_{23}} = +0,2$. Для того чтобы определить наибольшую верхнюю погрешность, надо суммировать все погрешности составляющих звеньев со знаком плюс, а чтобы опре-

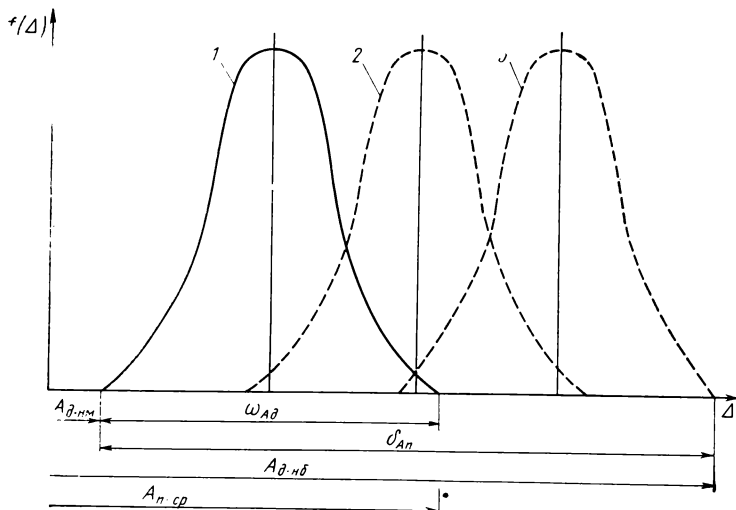


Рис. 23. Настройка технологического процесса:

1—положение поля рассеивания в начальный момент обработки; 2—промежуточное его положение; 3—положение поля рассеивания в конечный момент обработки; поле рассеивания достигло верхнего предельного размера

делить наибольшую нижнюю погрешность—суммировать погрешности со знаком минус. Используя уравнение (2.19), получим

$$\left. \begin{aligned} \Delta_{A1} &= 2 \cdot 0,10 + 2 \cdot 0,10 + 0,20 + 0,20 + 0,20 = +1,0 \text{ мм;} \\ \Delta_{A2} &= 2 \cdot 0,10 + 0,2 + 2 \cdot 0,10 + 0,2 = -0,8 \text{ мм.} \end{aligned} \right\} \quad (2.25)$$

Следовательно, поле рассеивания $\omega_A = |\Delta_{A1}| + |\Delta_{A2}| = 1,8$ мм; наибольший размер $A_{д.вб} = A^{+1,0}$ мм и наименьший $A_{д.нм} = A_{-0,8}$ мм. Теперь можно сравнивать действительное поле погрешностей с заданным допуском; если $\delta_A < \omega_A$, то следует применить другие технологические процессы, обеспечивающие лучшие точностные показатели, в частности другой способ сборки.

Описанный метод определения погрешностей замыкающего звена принято называть *расчетом на максимум—минимум*. Этот метод определяет максимальные отклонения от номинального размера изделия, вероятность осуществления которых может быть небольшой. Для того чтобы более точно знать поле рассеивания действительных размеров A_d узлов, необходимо подвергнуть измерениям партию узлов, определить координату

центра группирования $A_{д.ср}$ (математическое ожидание), среднее квадратичное отклонение σ , определить действительное поле рассеивания размеров $\omega_A = 6\sigma$ и его расположение относительно размеров среднего проектного размера $A_{п.ср}$.

Опыт показывает, что обеспечение высокой точности замыкающего звена за счет предъявления высоких требований к точности составляющих звеньев не всегда является экономически целесообразным, особенно при осуществлении сборочных процессов. Для изготовления деталей и сборки узлов и агрегатов в самолетостроении, когда технологические размерные цепи включают большое число звеньев, важное значение приобретает *второй путь повышения точности* — уменьшение числа составляющих звеньев размерных цепей.

Принцип кратчайшего пути. Для достижения высокой точности размеров деталей и узлов технологический процесс должен строиться таким образом, чтобы размерная цепь включала наименьшее количество звеньев. В этом состоит принцип кратчайшего пути.

Как следует из уравнений (2.5) и (2.8), погрешность и поле погрешностей замыкающего звена определяются суммой погрешностей и полей погрешностей составляющих звеньев. Обеспечение требуемой точности за счет ужесточения допусков на каждое составляющее звено сопряжено, как правило, с удорожанием продукции. Например, требование высокой точности штампованных деталей влечет за собой дополнительное изготовление калибровочных штампов и введение дополнительной операции калибровки; для образования в деталях точных отверстий кроме сверления требуется введение нескольких проходов развертывания и т. д. Этот путь может рассматриваться как крайняя мера, когда сделано все возможное, чтобы исключить лишние звенья и устранить их влияние на точность замыкающего звена. Оптимальный вариант технологического процесса с точки зрения обеспечения требуемой точности размеров является также решением задачи более экономичного изготовления изделий.

Построение технологического процесса с соблюдением принципа кратчайшего пути предусматривает реализацию в основном двух правил, приводящих к существенному сокращению числа составляющих звеньев технологических размерных цепей.

1. Правило совмещения баз.
2. Правило компенсации.

2.2.2. Правило совмещения баз

Это правило налагает определенные ограничения на выбор поверхностей, на которые устанавливаются детали при их обработке или сборке.

Отдельные поверхности деталей на чертежах ориентируются размерами относительно других поверхностей. Отверстие в пластине (рис. 24,а) ориентировано размерами A и B относительно плоскостей m и n ; ступенька на детали (рис. 24,б) ориентирована размерами Γ и Δ относительно плоскостей o и p ; деталь 1 в узле (рис. 24,в) закоординирована размером E относительно плоскости r . Совокупность поверхностей, осей или точек, относительно которых закоординирована данная поверхность детали, называется ее конструкторской базой.

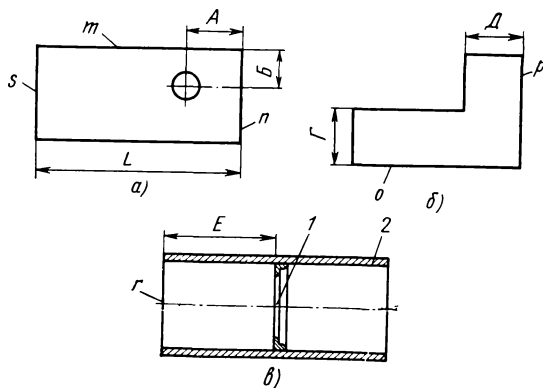


Рис. 24. Конструкторские базы:

а—плоскости m и n для отверстия детали; b —плоскости o и p для ступеньки детали; v —плоскость r для установки детали 1 на детали 2

При изготовлении деталей заготовки должны быть установлены на станок, в штамп или в приспособление, на некоторые поверхности так, чтобы обрабатываемые поверхности были правильно координированы относительно обрабатывающего инструмента. Совокупность поверхностей или плоскостей, на которые деталь устанавливается при ее обработке или сборке, называется технологической базой; при изготовлении деталей технологическая база называется установочной, а при сборке — сборочной.

Содержание правила совмещения баз заключается в том, что при обработке некоторой поверхности деталь должна устанавливаться на те поверхности, относительно которых данная поверхность закоординирована, т. е. технологическая база должна совмещаться с конструкторской базой.

На рис. 25 показано базирование деталей при их обработке и сборке с соблюдением правила совмещения баз. В каждом случае операционная технологическая размерная цепь включает минимальное число звеньев. Для любого размера деталей опера-

ционная размерная цепь выражается двумя составляющими звеньями (см. рис. 24 и 25):

$$A = A_k + a_k; \Delta_A = \Delta_{A_k} + \Delta_{a_k}; \quad (2.26)$$

$$D = D_{np} + D_{np}; \Delta_D = \Delta_{D_{np}} + \Delta_{D_{np}}. \quad (2.27)$$

Покажем, что несоблюдение правила совмещения баз увеличивает число звеньев технологических размерных цепей, снижает точность размера замыкающего звена.

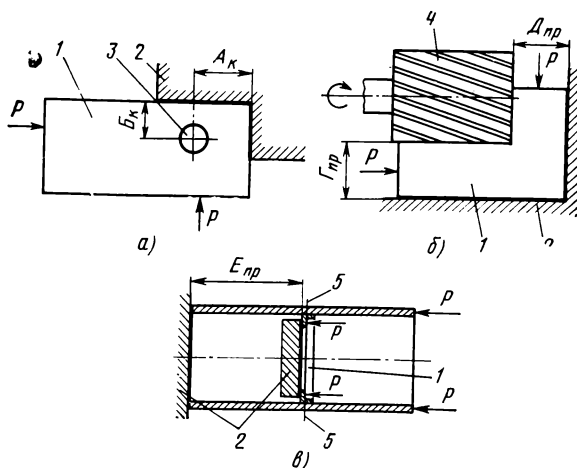


Рис. 25. Базирование деталей, показанных на рис. 24, с соблюдением правила единства баз:

а—в кондукторе, установленном на сверлильном станке; б—в приспособлении, установленном на фрезерном станке; в—в приспособлении для сборки; 1—деталь; 2—базовые элементы приспособлений; 3—ось сверла; 4—фреза; 5—оси заклепок; P—силы, прижимающие деталь к базовым элементам приспособления

Предположим, что по какой-либо причине не удастся принять в качестве технологической базы плоскость n (см. рис. 24,а), от которой размером A закоординировано положение отверстия на пластине и, следовательно, она является конструкторской базой; реализовать указанное правило не удастся. Тогда остается единственный выход: принять в качестве технологической базы вторую торцевую плоскость s . Относительно технологической базы отверстие будет закоординировано размером

$$Ж = L - A.$$

Тогда замыкающий размер выразится так:

$$A = L - Ж. \quad (2.28)$$

Переходя к технологической размерной цепи, примем, что пластина изготавливается на гильотинных ножницах и размер L получается путем копирования настроечного размера $L_{г.н}$ гильотинных ножниц (расстояние от упора до режущей кромки ножей). При отрезании возникнет дополнительная погрешность $l_{г.н}$ (погрешность процесса). Получим

$$L = L_{г.н} + l_{г.н}.$$

Примем также, что отверстие сверлят в кондукторе и размер $\mathcal{J}$ копируется с некоторой погрешностью $\mathcal{J}_к$ с размера $\mathcal{J}_к$ кондуктора, т. е.

$$\mathcal{J} = \mathcal{J}_к + \mathcal{J}_{к.}$$

Подставляя значения L и $\mathcal{J}$ из последних двух уравнений в уравнение (2.28), получим

$$A = (L_{г.н} + l_{г.н}) - (\mathcal{J}_к + \mathcal{J}_{к.}); \quad (2.29)$$

$$\Delta_A = \Delta_{L_{г.н}} + \Delta_{l_{г.н}} - \Delta_{\mathcal{J}_к} - \Delta_{\mathcal{J}_{к.}} \quad (2.30)$$

Сравнивая погрешность замыкающего размера, полученную при соблюдении правила единства баз и выражаемую уравнением (2.26), с погрешностью, полученной без соблюдения этого правила [уравнение (2.30)], видим, что в последнем случае число составляющих звеньев по сравнению с первым удвоилось: вместо двух звеньев стало четыре.

Размер L является расстоянием от конструкторской базы (плоскость n на рис. 24,а) до технологической базы (плоскость s); такой размер называется *базисным размером*.

Из уравнения (2.30) видно, что в сумму погрешностей замыкающего звена включаются погрешности, связанные с образованием базисного размера L ($\Delta_{L_{г.н}}$ и $\Delta_{l_{г.н}}$). Если проследить последствия нарушения правила совмещения баз на других примерах, то вывод будет аналогичным. Следовательно, *при несоблюдении правила совмещения баз погрешность замыкающего звена увеличивается на погрешность базисного размера*. Это заключение имеет важное значение; оно вносит большую конкретность в решение вопроса о выборе технологических баз. Становится вполне очевидным, что если в качестве технологической базы нельзя использовать конструкторскую, то надо подбирать для базирования детали такую поверхность или плоскость, чтобы базисный размер имел наибольшую точность.

Такой вопрос на производстве приходится решать часто, так как конструкторская база в основном задается в идеальном виде; это может быть ось, точка, плоскость симметрии, плоскость хорд, строительная горизонталь и др. В противоположность этому технологическая база всегда должна быть материализована в конкретных поверхностях, на которые деталь должна устанавливаться при обработке.

Иногда совместить базы не удается потому, что обработка детали должна производиться со стороны поверхности, которая является конструкторской базой; такой случай показан на рис. 26. В полке стрингера необходимо фрезеровать углубление (подсечку) высотой h под стыковочную накладку. Совместить базы невозможно. В качестве технологической базы может быть принята одна из плоскостей: f_1 или f_2 с базисными размерами

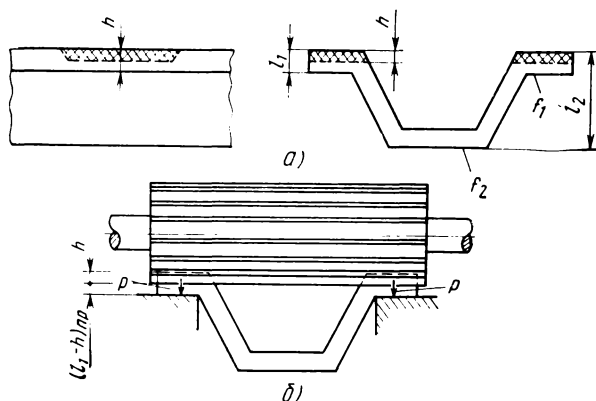


Рис. 26. Базирование стрингера при фрезеровании подсечки с наиболее точным базисным размером:

a —стрингер; b —положение стрингера при фрезеровании;
 l_1 и l_2 —возможные базисные размеры; f_1 и f_2 —возможные установочные плоскости; h —глубина подсечки

соответственно l_1 или l_2 . Имея в виду, что из возможных базисных размеров следует выбрать наиболее точный, в данном случае необходимо взять как установочную базу плоскость f_1 , так как поле допуска на толщину полки профиля l_1 значительно меньше поля допуска его габаритного размера l_2 .

Правило совмещения баз распространяется также на контрольные операции. Контроль положения заданной поверхности следует производить контрольным измерением размеров относительно тех же баз, относительно которых она задана в чертеже и обрабатывалась на станке. Например, плоскости m и n (см. рис. 24, a) для отверстия, закоординированного размерами A и B , являясь конструкторской и технологической базами, должны быть также и измерительной базой; измерительной базой называется совокупность поверхностей, относительно которых измеряется положение обработанной поверхности или установленной при сборке детали.

Уменьшение общей погрешности благодаря правильному базированию деталей при их обработке, особенно при наличии не одной, а многих поверхностей, подлежащих обработке, и когда заготовки не имеют точных исходных поверхностей (литье, го-

ряние штамповки) — это не простая задача. Для успешного ее решения существует ряд дополнительных правил, выполнение которых в каждом отдельном случае помогает решению задачи.

Первичные (черновые) базы. Первичной, или черновой, установочной базой называется база, которая используется в первой операции обработки литой или штампованной заготовки. Эта база используется только один раз для чистовой обработки поверхности; далее она будет принята в качестве основной (чистой) базы. Если выполняется правило совмещения баз, то в первой операции на черновой базе обрабатывается поверхность, которая в чертеже принята как конструктивная база и относительно которой будут далее обрабатываться другие поверхности. Выбор первичной базы основывается на общих требованиях обеспечения высокой точности замыкающего размера.

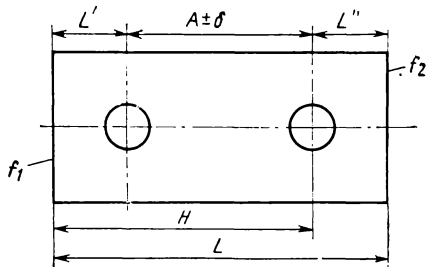


Рис. 27. К определению погрешности размера $A \pm \delta$ замыкающего звена при нарушении правила единства баз

Постоянство технологической базы. Если не удастся совместить базы, то обработку всех поверхностей детали необходимо производить, используя одну и ту же технологическую базу; это правило получило название постоянства технологических баз. Дело в том, что при смене баз включается излишняя погрешность.

Предположим, что нам требуется просверлить два отверстия в пластине с точной координацией между их осями (рис. 27). Построим размерную технологическую цепь для двух вариантов образования отверстия.

а) Отверстия сверлят в приспособлении относительно одной и той же базы (плоскости f_1). Уравнения размерной цепи:

$$\begin{aligned} L' &= L'_{\text{пр}} + l'_{\text{пр}}; \quad H = H_{\text{пр}} + h_{\text{пр}}; \\ A &= H - L' = H_{\text{пр}} + h_{\text{пр}} - L'_{\text{пр}} - l'_{\text{пр}}; \\ \Delta_A &= \Delta_{H_{\text{пр}}} + \Delta_{L_{\text{пр}}} - \Delta_{L'_{\text{пр}}} - \Delta_{l'_{\text{пр}}}. \end{aligned} \quad (2.31)$$

б) Отверстия сверлят в приспособлении относительно двух баз: размер L' образуется относительно плоскости f_1 , а размер L'' — относительно плоскости f_2 . Уравнения размерной цепи будут выглядеть так:

$$L' = L'_{\text{пр}} + l'_{\text{пр}}; \quad L'' = L''_{\text{пр}} + l''_{\text{пр}};$$

$$A = L - L' - L'' = L_{г.н} + l_{г.н} - (L'_{пр} + l'_{пр}) - (L''_{пр} + l''_{пр}) \quad (2.32)$$

$$\Delta_A = \Delta_{L_{г.н}} + \Delta_{l_{г.н}} - (\Delta_{L'_{пр}} + \Delta_{l'_{пр}}) - (\Delta_{L''_{пр}} + \Delta_{l''_{пр}}).$$

Как было указано ранее, несоблюдение правила совмещения баз увеличивает погрешность замыкающего звена на величину погрешности базисного размера. К этому теперь можно добавить: если при обработке двух поверхностей не соблюдается постоянство базы, т. е. обработка каждой поверхности производится относительно своей базы, то погрешность относительного расположения обработанных поверхностей увеличивается на величину погрешности размера между этими базами $(\Delta_{L_{г.н}} + \Delta_{l_{г.н}})$.

Погрешность базирования в общей структуре погрешности замыкающего звена может занимать больший или меньший удельный вес в зависимости от того, как реализуются перечисленные выше правила. Всякий раз при назначении установочных и сборочных баз необходимо, прежде чем принять решение, проверить возможность вынужденного (или невынужденного) нарушения правил базирования расчетом суммарной погрешности замыкающего звена и сравнением ее с допуском, заданным по чертежу.

Погрешность базирования, как систематическая погрешность, может иметь большой удельный вес; она проявляется в смещении центра группирования с середины поля допуска на величину погрешности базисного размера, что неизбежно приводит к повышенным требованиям к точностным параметрам технологических процессов. Действие погрешности базирования аналогично действию погрешности, вызванной неправильным размером инструмента или неправильной его установкой (см. рис. 19,б).

Смещение центра группирования на величину $a = \Delta_b$ (погрешность базирования) приводит к выходу действительного поля рассеивания $\omega_{ад}$ из пределов проектного поля допуска. Детали с размерами, попадающими в заштрихованную часть кривой распределения, будут бракованными, в то время как часть поля допуска (верхние отклонения) не будут использоваться. Следовательно, при базировании деталей во время их обработки или сборки требуется, независимо от затрат, сводить к минимуму погрешность базирования, предъявляя к технологическим приспособлениям высокие требования по точности установки базовых элементов и соблюдать правила единства и постоянства баз.

2.2.3. Правило компенсации

Соблюдение правила компенсации чаще применяется при сборочных процессах и дает возможность получить сборочный размер *не суммированием размеров входящих в узел деталей, а копированием его с приспособления*. Сложная многозвеньевая

технологическая цепь преобразуется правилом компенсации в кратчайшую операционную цепь.

Мы анализировали образование сборочного размера A при сборке узла типа лонжерона, нервюры или шпангоута (см. рис. 14,б). Был принят способ сборки по отверстиям и было по-

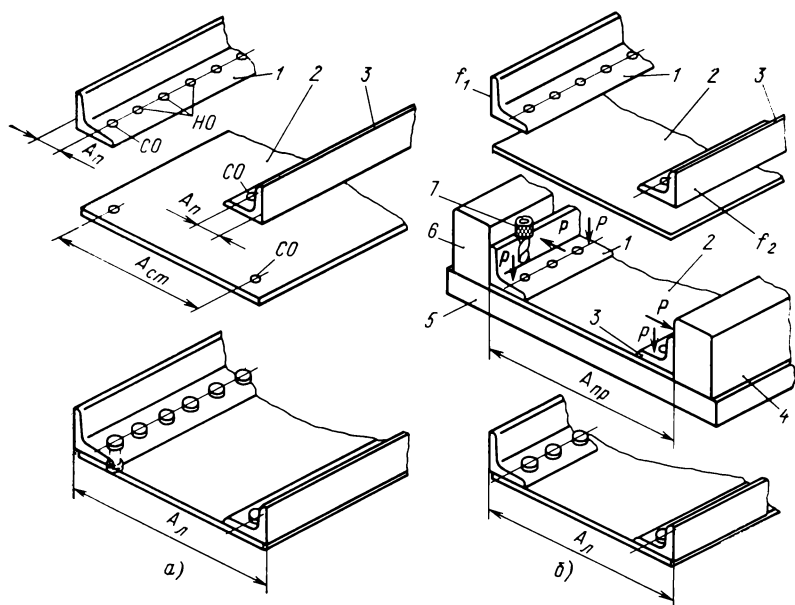


Рис. 28. Сборка лонжерона:

a —сборочной базой являются отверстия с.о (сборка по отверстиям); b —сборочной базой являются поверхности f_1 и f_2 профилей 1 и 3 (сборка в приспособлении); 1 и 3—профили лонжерона; 2—стенки; 4, 5 и 6—базовые элементы сборочного приспособления; f_1 и f_2 —базовые поверхности при сборке лонжерона в приспособлении; P —силы, фиксирующие детали в приспособлении

лучено уравнение погрешностей (2.19), включающее восемь составляющих звеньев; в него входят погрешности размеров деталей и погрешности, полученные при сборке заклепками. С другой стороны, на рис. 16,в показана сборка того же узла путем копирования на узел размера $A_{пр}$ приспособления; технологическая размерная цепь в данном случае включает лишь три звена, погрешность замыкающего сборочного размера A_n определяется только погрешностью размера приспособления $\Delta_{A_{пр}}$ и погрешностью соединения заклепками ($\Delta_{a_{12}}$, $\Delta_{a_{23}}$). Погрешности размеров деталей не участвуют в формировании сборочного размера A_n , а компенсируются перемещениями деталей относительно друг друга при их сборке. В этом и заключается смысл сборки с соблюдением правила компенсации.

Отметим разницу технологического процесса в первом и во втором вариантах сборки (рис. 28). В первом варианте

(рис. 28,а) детали 1, 2 и 3 изготавливаются по размерам чертежа или по шаблонам полностью и независимо вплоть до сверления сборочных отверстий (СО); последующая сборка производится вне всякого специального приспособления, сборочной базой взаимного расположения поверхностей деталей 1 и 3 на расстоянии $A_{\text{л}}$ друг от друга являются сборочные отверстия. Этот вариант сборки называется сборкой по сборочным отверстиям. Сверление отверстий под заклепки производят по направляющим отверстиям (НО) в профилях 1 и 3 после соединения их со стенкой по сборочным отверстиям.

Во втором варианте (рис. 28,б) отверстия можно предварительно сверлить только в одной из сопрягаемых деталей. Обычно отверстия сверлят, не предъявляя при этом высоких требований по точности, в профилях и их называют направляющими; в стенке отверстий не сверлят. Затем в сборочное приспособление (средний рисунок) устанавливают стенку 2, профили 1 и 3; профили силами P прижимают к базовым элементам приспособления 4 и 6, установленным друг от друга на расстоянии $A_{\text{пр}}$, которое с большой точностью соответствует размеру лонжерона $A_{\text{л}}$. Стенка может быть установлена лишь при условии обеспечения необходимой перемычки при последующем сверлении отверстий; более строгих, в смысле точности, требований к установке стенки нет, поскольку в ней отсутствуют отверстия.

После сборки деталей их фиксации в приспособлении совместно сверлят отверстия в стенке и профилях через направляющие отверстия в последних, соединяют детали несколькими технологическими болтами, вынимают узел из приспособления и окончательно клепают на прессе. Таким образом, из деталей, изготовленных с невысокой точностью, собирают узел с точным сборочным размером $A_{\text{л}}$ путем копирования размера $A_{\text{пр}}$ сборочного приспособления. Поля погрешностей размеров деталей не оказывают никакого влияния на замыкающий сборочный размер $A_{\text{л}}$ лонжерона; влияние оказывает только точность установки базовых элементов 4 и 6 приспособления и точность процесса клепки.

Точность размеров узла может быть выше точности размеров деталей. Как было подсчитано [см. уравнение (2.25)], поле погрешностей размера A узла при сборке по отверстиям составляло 1,8 мм. При сборке по правилу компенсации погрешность замыкающего звена определяет сумма трех погрешностей: погрешность соединения деталей 1—2 и 2—3, погрешность $\Delta_{a_{12}} = \Delta_{a_{23}} = +0,2$ мм и погрешность приспособления $\Delta_{A_{\text{пр}}} = \pm 0,1$ мм. Поле погрешностей сборочного размера лонжерона будет равно лишь 0,6 мм.

Правило компенсации широко используется в производстве самолетов. Многие агрегаты с точными внешними обводами собирают с обеспечением проектных допусков только благодаря соблюдению этого правила. Оно используется не только при

сборке, но и при обработочных процессах, например, разделка (снятие припуска) по кондуктору стыковочных отверстий узлов и агрегатов, заполнение зазоров при установке втулок в рубильниках и вилок в балках, при установке балок на колоннах сборочных приспособлений. Возможность сборки узлов и агрегатов с соблюдением правила компенсации должна быть учтена при их проектировании.

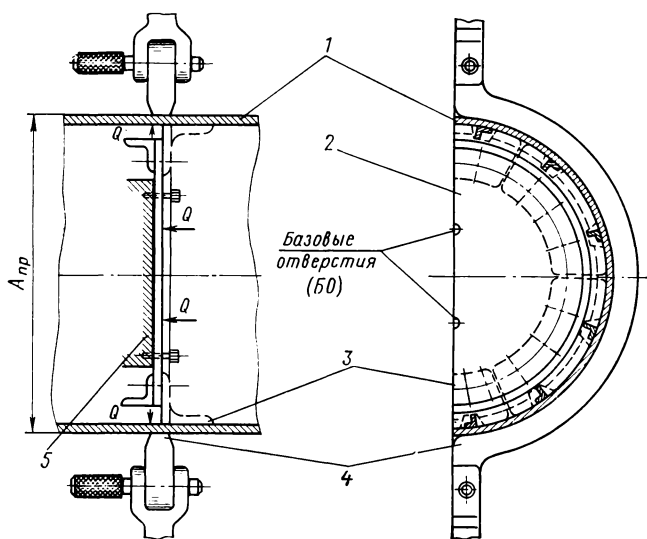


Рис. 29. Сборка фюзеляжа с соблюдением правила компенсации, размер A_{ϕ} фюзеляжа копируют с базовых элементов сборочного приспособления (размер $A_{пр}$):

1—панели; 2—шпангоут; 3—соединительные детали (компенсаторы); 4—базовые элементы сборочного приспособления (рубильники); 5—фиксатор приспособления для шпангоута; Q—силы, фиксирующие панели и шпангоут в приспособлении

На рис. 29—34 даны примеры сборки, разделки стыковочных отверстий, изготовления и установки базовых элементов сборочных приспособлений по правилу компенсации. На рис. 29 показана общая сборка фюзеляжа; на сборку поступают панели (обшивки, соединенные со стрингерами) и шпангоуты. Как видно на рисунке, шпангоут 2 не соединяется непосредственно с обшивкой панелей 1, он меньше по диаметру и устанавливается как бы внутри фюзеляжа на определенной дистанции по фиксатору 5 приспособления. Панели 1 устанавливаются вокруг шпангоута и прижимаются силами Q к базовым элементам (рубильникам) 4 сборочного приспособления; в сомкнутом положении детали 4 образуют с большой точностью размер $A_{пр}$, равный по номиналу диаметру A_{ϕ} фюзеляжа в данном сечении. Таким об-

разом, зафиксированы в нужном положении шпангоут и панели, создающие внешний теоретический обвод фюзеляжа.

Теперь остается их соединить; в результате получим фюзеляж, внешние размеры $A_{\text{ф}}$ которого (замыкающие звенья) по сечениям шпангоутов будут скопированы с базовых элементов приспособления $A_{\text{пр}}$. Для этого предусмотрены специальные детали 3, которые играют роль компенсаторов; они с одной стороны приклепываются к обшивке панелей, с другой — к шпангоуту.

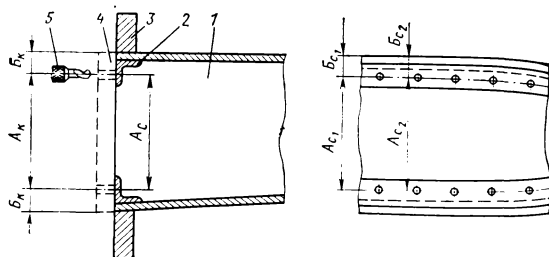


Рис. 30. Разделка стыковочных отверстий в кессоне крыла; размеры A_{c1} , A_{c2} , A_{c3} , ... и B_{c1} , B_{c2} , B_{c3} ... копируют с кондуктора:

1—крыло; 2—стыковочные элементы крыла; 3—рубильник; 4—кондуктор (мастер-плита, эталон стыка); 5—сверлильная головка

Для облегчения сборки компенсаторы обычно предварительно приклепываются на определенной дистанции к панелям.

Аналогичный технологический процесс применяется и для общей сборки крыла, стабилизатора, киля. Панели этих агрегатов устанавливают и прижимают к базовым элементам сборочного приспособления, внутри по фиксаторам устанавливают нервюры; затем панели и узлы каркаса соединяют специальными деталями — компенсаторами. Такой метод сборки носит название сборки с базированием по внешней поверхности обшивки.

На рис. 30 показана разделка стыковочных отверстий в кессоне крыла 1 по кондукторной плите 4, сделанной по мастер-плите; базой при этой операции является внешний обвод крыла. Снимая припуск по отверстиям, снимают все погрешности взаимного расположения отверстий и неточности расположения их относительно обвода, накопленные при изготовлении стыковочных элементов 2 и сборки агрегатов в целом. Таким образом, расположение стыковочных отверстий (размеры A_c и B_c) копируется с кондуктора (размеры A_k), изготовленного с высокой точностью.

На рис. 31 показано перенесение внешнего обвода эталона узла 3 (размеры A_{k1} , A_{k2} , A_{k3} ...) на базовые элементы 1 (рубильники) сборочного приспособления. Эталон узла устанавливается на плаз-кондукторе 2 по базовым отверстиям 5. Рубильники 1

устанавливают также на плаз-кондукторе по отверстиям 6; рабочий контур их обработан неточно, между контуром рубильников и эталоном узла предусматривается зазор z , к размеру которого также не предъявляются высокие требования по точности. После того как эталон узла и рубильники зафиксированы в нужном положении, зазор между ними заполняется специальной цементной массой 4, которая после застывания точно ко-

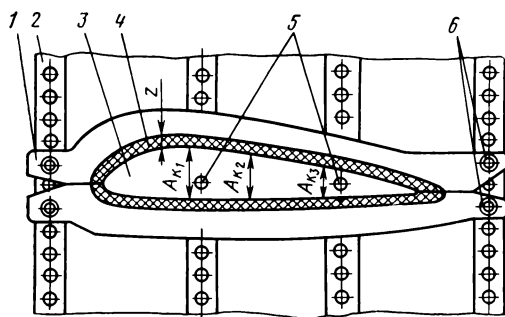


Рис. 31. Образование рабочего контура базового элемента сборочного приспособления (рубильника) по эталону узла, сделанного по сечению нервюры крыла; размеры A_{k1} , A_{k2} , A_{k3} , эталона копируют на рабочий контур рубильника:

1—рубильники; 2—плаз-кондуктор; 3—эталон узла; 4—цементная масса; 5—базовые отверстия в эталоне узла; 6—установочные отверстия в рубильниках

пирует обвод узла. Цементная масса при помощи специальных поднутрений скрепляется с рубильниками и, таким образом, рабочий контур последних получается не механической обработкой, что является весьма трудоемким процессом, сопряженным с существенными погрешностями размеров, а копируется с эталона узла, который изготовлен с высокой степенью точности. Цементная масса играет в данном случае роль компенсатора при образовании на рубильниках размеров A_{k1} , A_{k2} , A_{k3} на базе отверстий 6.

На рис. 32 дан пример перенесения размера $A_{п.к}$ плаз-кондуктора на рубильник 1, где этот размер определяет расстояние A_p между отверстиями 6, по которым рубильник устанавливают на сборочном приспособлении. Размер A_p наносят на базу рабочего контура рубильника, который получен механической обработкой на основе контура шаблона 8. На плаз-кондукторе 2 по базовым отверстиям 5 устанавливается шаблон 3, обработанный по внешнему контуру сечения крыла. Рабочий контур рубильника 1 совмещается с рабочим контуром шаблона 3. Отверстия 6 рубильни-

ка просверлены лишь с примерным соблюдением размера A_p ; они имеют заведомо больший диаметр с тем расчетом, чтобы в них можно было установить втулки 7. Втулки устанавливают в отверстия рубильника и фиксируют в нужном положении по отверстиям в плаз-кондукторе штырями 9.

После того как зафиксирован рабочий контур рубильника и точно зафиксированы втулки, их соединяют с корпусом ру-

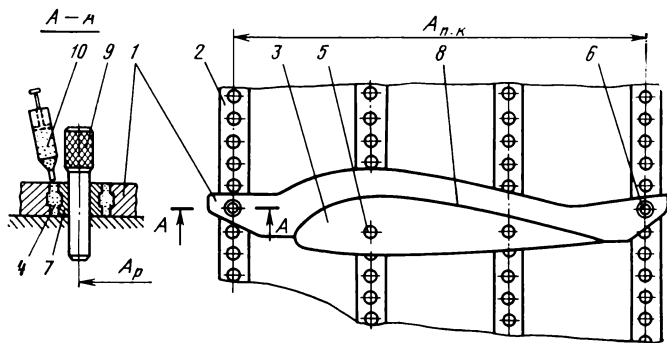


Рис. 32. Образование размера A_p рубильника по размеру $A_{п.к}$ эталона (плаз-кондуктора):

1—рубильник; 2—плаз-кондуктор; 3—шаблон ШП, обработанный по внешнему контуру (теоретическому) сечения нервюры; 4—цементная масса; 5—базовые отверстия в шаблоне; 6—установочные отверстия в рубильнике; 7—втулка; 8—контур шаблона; 9—штырь-фиксатор; 10—шприц

бильника при помощи цементной массы. В зазор между втулками 7 и рубильником 1 заливают цементную массу 4. Скрепление втулки с рубильником обеспечивается цементом за счет поднутрений, показанных на рис. 32 (см. разрез по $A-A$). Таким образом, размер A_p рубильника копируется с плаз-кондуктора (размер $A_{п.к}$), изготовленного с высокой точностью.

Упомянутый в последних двух примерах плаз-кондуктор представляет собой стол, на котором установлены массивные линейки с отверстиями. Расстояние между отверстиями, равное 50 мм, выполнено с допуском $\pm 0,01$ мм. Сочетание продольных и поперечных линеек обеспечивает точную фиксацию двух отверстий на любом расстоянии друг от друга, кратном 50 мм.

На рис. 33 показано использование правила компенсации при монтаже балок 2 сборочных приспособлений на колонках 1. Задача состоит в том, чтобы на кронштейнах 6, закрепленных на колонках 1, установить балки 2 с обеспечением размера $A_{пр}$ между отверстиями вилок 3, соответствующего размеру A_3 на эталонной монтажной плите 4.

Это делается так. Одну из балок устанавливают и закрепляют на кронштейнах с соблюдением лишь ее горизонтального положения. Положение другой балки при установке на кронш-

тейне регулируется болтами 8; ввертывая болты в основание балки, поднимают балку, вывертывая — опускают, тем самым зазор z между основаниями балки и кронштейна то увеличивается, то уменьшается. Положение верхней балки регулируют до тех пор, пока отверстия в вилках 3 не совпадут с отверстиями в подведенных к ним эталонных монтажных плитах 4. Совпадение отверстий в вилках и плитах в левой и правой частях балки дает возможность зафиксировать положение верхней балки штырями 7. В результате этого балки устанавливаются точно по эталону, остается соединить их с кронштейном; это делается путем запол-

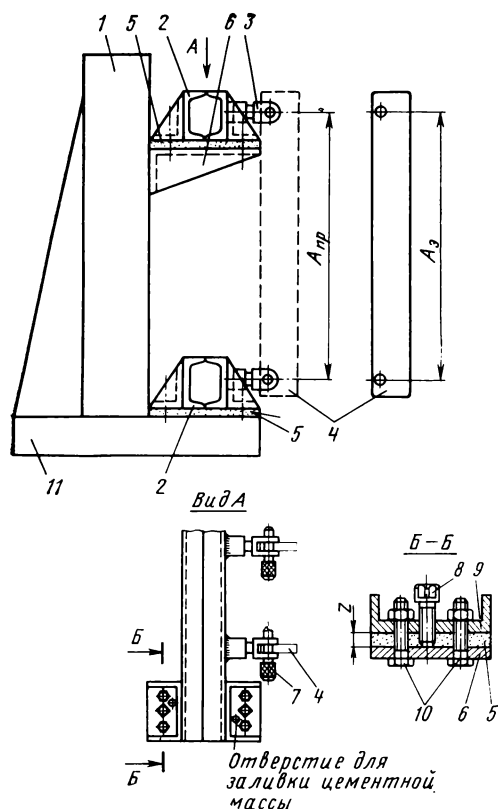


Рис. 33. Образование размера $A_{пр}$ сборочного приспособления копированием размера $A_э$ с эталона (монтажной плиты):

1—колонна приспособления; 2—верхняя и нижняя балки; 3—вилки-фиксаторы для базовых элементов приспособления (рубильников); 4—монтажная плита; 5—цементная масса (компенсатор); 6—кронштейн; 7—фиксаторы; 8—болт для регулирования верхней балки; 9—кронштейн верхней балки; 10—болты крепления балки к кронштейну; 11—основание приспособления

нения зазора z между кронштейном и балкой цементной массой, играющей роль компенсатора. Таким образом, размер A_3 эталона скопирован на сборочное приспособление ($A_{пр}$). Отверстия в вилках 3 используются в дальнейшем для установки базовых элементов приспособления рубильников.

Во многих случаях погрешности размеров деталей компенсируются их упругой деформацией при сборке. Это возможно тогда, когда жесткость одной из деталей относительно невелика по от-

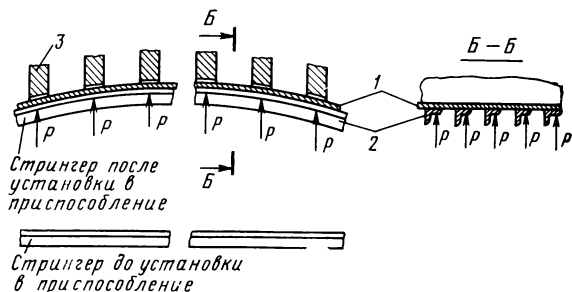


Рис. 34. Сборка панели с соблюдением правила компенсации за счет упругой деформации стрингеров:

1—обшивка; 2—стрингер до сборки (внизу) и после сборки; 3—ложементы сборочного приспособления

ношению к другой или когда две или несколько нежестких деталей, имеющих погрешности размеров, собирают и фиксируют силами P по ложементам сборочного приспособления, а после соединения узел приобретает благодаря приданию ему формы определенную жесткость. Примером может служить сборка панелей двойной кривизны; обшивке придается требуемая форма путем обтяжки по пуансону, а стрингеры, учитывая малую продольную кривизну панели, укладывают и фиксируют по ложементам сборочного приспособления без всякого предварительного деформирования (рис. 34).

Из приведенных примеров следует, что правило компенсации может быть реализовано при помощи:

1. Перемещения одной из деталей относительно других (см. рис. 28 и 29).

2. Снятия припусков (см. рис. 30).

3. Заполнения зазоров цементом или прокладками (см. рис. 31, 32 и 33).

4. Упругой деформации (см. рис. 34).

Общим для всех методов соблюдения правила компенсации является наличие технологического приспособления (кондуктора, сборочного приспособления, эталона стыка, плаз-кондуктора и др.), с которого копируют размеры на деталь, узел, агрегат. Создание такого приспособления сопряжено с дополнительными

затратами, однако правило компенсации дает возможность не предъявлять высоких требований по точности к размерам деталей, что может компенсировать эти затраты. Кроме того, при сборке из многих деталей узлов и агрегатов без соблюдения правила компенсации трудно выполнить замыкающий размер с точностью в пределах заданного допуска, поэтому в этих случаях правило компенсации является единственным вариантом технологического процесса. Например, никогда нельзя гарантировать неизменность плоскости стыка агрегатов и согласование стыковочных отверстий при сборке агрегатов из деталей и узлов путем клепки или сварки, так как упругие деформации несколько искажают форму агрегатов и для компенсации этих поворотов необходима последующая обработка плоскости стыка и разделка отверстий, для чего следует оставлять припуск.

Особенно большую роль играет правило компенсации при сборке узлов и агрегатов самолета. Во многих случаях возможность его применения учитывается при разработке конструкции узлов и агрегатов введением необходимых разрезов и стыков, введением специальных деталей — компенсаторов; только одними технологическими путями при сборке реализовать это правило невозможно. Например, если конструктор соединит ободы шпангоутов и полки нервюр непосредственно с обшивкой фюзеляжа и крыла, то никакими технологическими средствами правило компенсации реализовать нельзя. Контур монолитного лонжерона или монолитной нервюры также не может быть выполнен по правилу компенсации. Точность замыкающих размеров здесь обеспечивается только за счет точности обработки. В некоторых случаях, например, при обработке стыковочных элементов за счет снятия припусков, правило компенсации может быть реализовано при помощи только технологических мер.

Правило компенсации широко применяется при сборке агрегатов самолетов генеральных конструкторов А. Н. Туполева, С. В. Ильюшина, О. К. Антонова и др. В свое время большую роль в развитии этого метода сыграл самолет Ил-28, кессон крыла которого был расчленен на верхнюю и нижнюю половины; половины кессона собирались самостоятельно, а затем в стапеле общей сборки соединялись на базе обшивки с компенсацией погрешностей за счет применения прокладок, заполняющих зазоры между стыковочными профилями половин лонжеронов и нервюр.

2.3. ДОСТИЖЕНИЕ ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМОСТИ

В настоящем разделе будут рассмотрены пути достижения лишь геометрической взаимозаменяемости. Элементы конструкции называются геометрически взаимозаменяемыми, если их сборка может быть проведена без подбора и без подгонки.

В зависимости от того, отсутствуют или присутствуют подгоночные работы, при сборке различают *полную* и *неполную взаимозаменяемость*. По сфере распространения взаимозаменяемость разделяют на: *внутреннюю* и *внешнюю, производственную* и *эксплуатационную*. Внутренняя взаимозаменяемость — это взаимозаменяемость деталей и узлов, входящих в более крупные сборочные единицы (шпангоуты, лонжероны, нервюры, панели). Внешняя взаимозаменяемость — это взаимозаменяемость по эксплуатационным стыкам и разъемам агрегатов планера (отсеки фюзеляжа, части крыльев, стабилизатор, киль, рули и др.). Производственная взаимозаменяемость распространяется на все этапы производства самолета; эксплуатационная взаимозаменяемость распространяется на этап эксплуатации самолета и заключается в обеспечении взаимозаменяемости при замене во время ремонта отдельных агрегатов, узлов, деталей, оборудования, приборов и т. д.

Полная взаимозаменяемость обеспечивает сборку узлов и агрегатов без подгонки и без отбора деталей при сравнительно небольшой трудоемкости сборочных работ. Неполная взаимозаменяемость не обеспечивает сборки без корректирования размеров деталей при их сборке за счет правки деталей из листовых, профильных и трубчатых полуфабрикатов, доработки слесарными методами деталей из литья и штамповок. Возможна также сортировка деталей по узким диапазонам размеров, подбор групп деталей с согласованными размерами с тем, чтобы обеспечить их сборку или с минимальной подгонкой или вообще без подгонки.

Неполная взаимозаменяемость не является основанием для суждения о недостаточно высоком уровне производства. Если детали являются жесткими телами, то производство, пожалуй, в любом случае может обеспечить полную их взаимозаменяемость, однако для этого необходимо изготовить дорогостоящую технологическую оснастку, включить дополнительные операции обработки, что часто оказывается экономически нецелесообразным. Целесообразность обеспечения полной взаимозаменяемости выявляется при создании точных узлов и механизмов, при массовом и крупносерийном производстве деталей и узлов всех типов. При изготовлении нежестких деталей (тонких обшивок, стрингеров и шпангоутов небольших сечений и др.) полную взаимозаменяемость обеспечить трудно. Поэтому неполная взаимозаменяемость часто является вынужденной.

Уровень взаимозаменяемости может быть охарактеризован отдельными коэффициентами $K_{п.в}$ производственной взаимозаменяемости, дающими общее представление о дополнительных трудовых затратах на подгоночные работы:

$$K_{п.в} = T_0 / T_{д}, \quad (2.33)$$

где T_0 — трудоемкость сборки деталей при полной их взаимозаменяемости;

T_d — трудоемкость сборки при действительном уровне взаимозаменяемости, достигнутой в конкретной ситуации на производстве.

Чем более приближается этот коэффициент к единице, тем выше уровень взаимозаменяемости.

Второй коэффициент равен отношению трудоемкости изготовления деталей изделия $T_{дет}$ к полной трудоемкости $T_{пол}$ изготовления изделия

$$K_{п.в} = T_{дет} / T_{пол}. \quad (2.34)$$

Соотношение (2.34) дает представление об удельном весе трудоемкости изготовления деталей и трудоемкости сборочных и монтажных работ по отношению к общей трудоемкости; чем меньше удельный вес сборочных работ, тем выше уровень взаимозаменяемости. По средним данным, в производстве самолетов трудоемкость изготовления деталей составляет примерно 50% общей трудоемкости, следовательно, коэффициент взаимозаменяемости будет равен 0,5. В других отраслях промышленности, имеющих более крупный масштаб производства, этот коэффициент имеет большее значение; например, в автомобилестроении он равен 0,65—0,70.

К внешней и эксплуатационной взаимозаменяемости предъявляются, как правило, требования полной или близкой к полной взаимозаменяемости. Уровень эксплуатационной взаимозаменяемости может быть оценен коэффициентом

$$K_{э.в} = T_0 / T_d, \quad (2.35)$$

где T_0 — трудоемкость замены узла или агрегата при полной взаимозаменяемости;

T_d — действительная трудоемкость замены с учетом подбора и подгоночных работ.

Взаимозаменяемость для самолетостроительной промышленности является важнейшей проблемой, решение которой затрудняется тем, что большинство деталей планера имеет малую жесткость, большие габаритные размеры, сложную форму. От успешного решения этой проблемы зависит цикл производства, трудовые затраты, качественное выполнение назначенных тактико-технических характеристик самолета.

Самолетостроительные заводы получают в порядке кооперации от сотен специализированных заводов различное оборудование, приборы, узлы, агрегаты. Обеспечение всеми заводами высокой внешней, межзаводской взаимозаменяемости улучшает взаимоотношения между заводами и является наилучшей предпосылкой развития более широкого кооперирования на основе специализации производства.

Как было отмечено ранее, для обеспечения взаимозаменяемости недостаточно обеспечить точный размер детали или узла; необходимо согласовать или увязать два или более размеров двух или нескольких деталей. Размеры деталей могут быть выполнены с высокой степенью точности, но если эти размеры и допуски на них не согласованы, то сборку деталей произвести будет нельзя. Наоборот, размеры деталей могут быть выполнены не очень точно по отношению к номиналу, но если они увязаны между собой, то их сборку можно произвести без подгонки и соединение может качественно выполнять служебное назначение. Главную роль в обеспечении качественного сочленения деталей и в обеспечении эксплуатационных параметров собранного узла играет согласование в проекте и обеспечение в производстве полей допусков на размеры деталей. Именно допуски обеспечивают необходимые зазоры при подвижных посадках и натяги — при неподвижных.

При изготовлении деталей поле допуска и поле погрешностей размеров рассматриваются и согласовываются относительно *номинального размера детали*, который принимается за начало отсчета отклонения. При образовании соединения того или другого характера двух деталей поля допусков и поля погрешностей их размеров рассматриваются и согласовываются относительно номинального размера соединения, который принимается общим для обеих деталей и является общим началом отсчета отклонений. В системе отверстия за номинальный размер соединения принимается основной размер отверстия; в системе вала — основной размер вала.

Стандарты общемашиностроительного профиля охватывают следующие соединения: *гладкие цилиндрические и конические*, состоящие из охватывающих и охватываемых цилиндрических и конических поверхностей; *плоские*, состоящие из охватывающих и охватываемых поверхностей, образованных плоскостями; *резьбовые и винтовые*; *зубчатые*; *шлицевые*; *сферические*. По степени свободы перемещения деталей относительно друг друга соединения разделяют на: *неподвижные неразъемные*, когда детали после соединения остаются неподвижными в течение времени эксплуатации (клепка, сварка, склеивание); *неподвижные разъемные*, когда возможны перемещения соединенных деталей относительно друг друга при регулировке и разборке (резьбовые соединения, клиновые, шпоночные, шлицевые); *подвижные*, когда во время работы узла детали перемещаются относительно друг друга (вал в подшипнике, поршень в цилиндре и др.). Характер соединения определяется *посадкой*, т. е. величиной зазора или *натяга* относительно сопрягаемых поверхностей деталей.

Подобно тому как различают *предельные наибольшие, средние и предельные наименьшие размеры деталей* ($A_{нб}$, $A_{ср}$ и $A_{нм}$) для соединений введены понятия о *предельном наибольшем, среднем и предельном наименьшем зазоре или натяге* ($z_{нб}$, $z_{ср}$ и

$z_{\text{нм}}$). Предельные наибольший, наименьший и средний зазоры между двумя деталями с размерами A и B равны:

$$z_{\text{нб}} = A_{\text{нб}} - B_{\text{нм}}; \quad z_{\text{нм}} = A_{\text{нм}} - B_{\text{нб}}; \quad z_{\text{ср}} = \frac{z_{\text{нб}} + z_{\text{нм}}}{2} \quad (2.36)$$

Если поле допуска и поле погрешностей размера A равны δ_A и ω_A , а размера B соответственно δ_B и ω_B , то

$$z_{\text{ср}} = A_{\text{нб}} - \frac{\delta_A + \delta_B}{2} = A_{\text{нм}} + \frac{\delta_A + \delta_B}{2};$$

$$z_{\text{ср}} = A_{\text{нб}} - \frac{\omega_A + \omega_B}{2} = A_{\text{нм}} + \frac{\omega_A + \omega_B}{2}.$$

Первое уравнение дает значение проектного среднего зазора, второе — значение действительного среднего зазора. На рис. 35 показана схема расположения полей допусков подвижного соединения (с зазором).

Предельный наибольший, предельный наименьший и средний натяги неподвижного соединения двух деталей с размерами A и B равны:

$$\left. \begin{aligned} z_{\text{нб}} &= B_{\text{нб}} - A_{\text{нм}}; \\ z_{\text{нм}} &= B_{\text{нм}} - A_{\text{нб}}; \\ z_{\text{ср}} &= \frac{z_{\text{нб}} + z_{\text{нм}}}{2} = z_{\text{нб}} - \frac{\delta_A + \delta_B}{2} = z_{\text{нм}} + \frac{\delta_A + \delta_B}{2}. \end{aligned} \right\} \quad (2.37)$$

На рис. 36 показана схема расположения полей допусков неподвижного соединения (с натягом).

Разность $z_{\text{нб}} - z_{\text{нм}} = \delta$ называется допуском посадки.

Кроме посадки с зазором и натягом существуют переходные посадки, когда согласно полей допусков соединение может быть как с зазором, так и с натягом; поля допусков этих посадок перекрываются, и на основании их определяются предельные наибольшие и наименьшие зазоры и натяги.

Величины зазоров и натягов зависят от класса точности, по которому выполняется соединение, и от вида посадки. Чем выше класс точности, тем меньше поля допусков и тем меньше разница между предельными наибольшими и наименьшими зазорами и натягами.

Система допусков и посадок, оформленная в виде стандартов, дает возможность выбрать для наиболее употребительных соединений деталей машин необходимые варианты допусков и посадок, обеспечивающих служебное функционирование соединения. Система построена на основе широких теоретических и экспериментальных исследований, а также многолетнего опыта машиностроительной промышленности. Назначенные для заданной посадки поля допусков на размеры деталей обеспечивают взаимозаменяемость деталей при независимом их изготовлении.

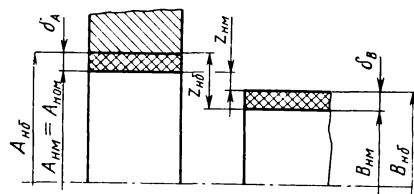


Рис. 35. Схема расположения допусков подвижного соединения (с зазором)

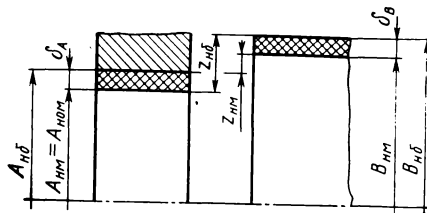


Рис. 36. Схема расположения допусков неподвижного соединения (с натягом)

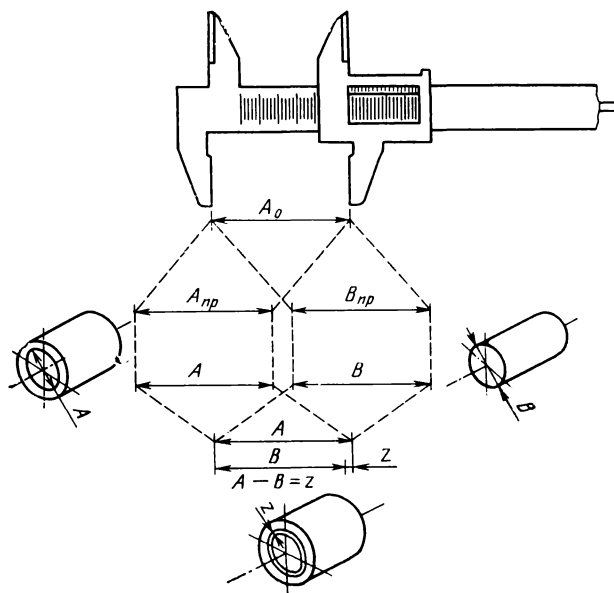


Рис. 37. Образование соединения двух деталей с размерами A и B при независимом изготовлении деталей

2.3.1. Достижение взаимозаменяемости при независимом (несвязанном) образовании размеров сопрягаемых деталей

На рис. 37 показана схема обеспечения взаимозаменяемости по общемашиностроительной системе, когда размеры сопрягаемых деталей образуются раздельно друг от друга. Общим звеном технологических размерных цепей здесь является лишь первичный размер, равный номинальному или другому настроечному (не выходящему из поля допуска) размеру, который откладывают на измерительном инструменте и с которого начинаются последовательные этапы его переноса на изделие.

Уравнения подетальных технологических размерных цепей выражаются так:
для размера A

$$A = A_0 + a_0 + a_{пр}; \quad \Delta_A = \Delta_{A0} + \Delta_{a0} + \Delta_{a_{пр}}; \quad (2.38)$$

для размера B

$$B = A_0 + b_0 + b_{пр}; \quad \Delta_B = \Delta_{A0} + \Delta_{b0} + \Delta_{b_{пр}}, \quad (2.39)$$

где Δ_{A0} — погрешность первичного размера A_0 ;

Δ_{a0} и Δ_{b0} — погрешности переноса первичного размера A_0 на приспособление;

$\Delta_{a_{пр}}$ и $\Delta_{b_{пр}}$ — погрешности переноса размеров с приспособлений на детали.

Взаимозаменяемость сопрягаемых деталей с размерами A и B будет определяться точностью увязки этих размеров, которая выражается погрешностью увязки:

$$\left. \begin{aligned} \Delta_{AB} &= \Delta_A - \Delta_B = (\Delta_{A0} + \Delta_{a0} + \Delta_{a_{пр}}) - (\Delta_{A0} + \Delta_{b0} + \Delta_{b_{пр}}); \\ \Delta_{AB} &= (\Delta_{a0} + \Delta_{a_{пр}}) - (\Delta_{b0} + \Delta_{b_{пр}}). \end{aligned} \right\} \quad (2.40)$$

Погрешность первичного размера, как общая для размеров A и B , исключается и не влияет на погрешность увязки.

В общем виде выражение для погрешности увязки при независимом изготовлении деталей, когда общим звеном для них является только один первичный размер, будет иметь вид

$$\Delta_{AB} = \sum_1^{n_1} \Delta_{Ai} - \sum_2^{n_2} \Delta_{Bj}, \quad (2.41)$$

где Δ_{Ai} — погрешности размера A , допущенные на этапах выполнения технологического процесса;

Δ_{Bj} — погрешности размера B .

Уравнение погрешностей можно преобразовать в уравнение полей погрешностей. Наибольшая погрешность увязки

$$\Delta_{AB\text{нб}} = \Delta_{A\text{нб}} - \Delta_{B\text{нм}}. \quad (2.42)$$

Наименьшая погрешность увязки

$$\Delta_{AB\text{нм}} = \Delta_{A\text{нм}} - \Delta_{B\text{нб}}. \quad (2.43)$$

Вычитая второе уравнение из первого, получим

$$\omega_{AB} = \omega_A + \omega_B. \quad (2.44)$$

Из последних уравнений видно, что погрешность и поле погрешности увязки двух размеров, определяющие взаимозаменяемость соединяемых деталей, зависят от погрешностей и полей погрешностей размеров A и B сопрягаемых деталей. Чем грубее выполнены размеры сопрягаемых деталей, тем больше будет погрешность увязки и тем меньше надежд на то, что детали будут полностью взаимозаменяемы. Наоборот, в идеальном случае, при отсутствии погрешностей размеров деталей (Δ_{Ai} и Δ_{Bj} равны нулю) погрешность и поле погрешностей увязки будут также равны нулю.

Следовательно, все направления достижения высокой точности размеров деталей являются также направлениями достижения взаимозаменяемости. Размеры A и B должны выполняться с соблюдением правила единства и постоянства баз, при наикратчайшей технологической размерной цепи, при наименьшей погрешности каждого составляющего звена, чтобы получить эти размеры с наименьшей погрешностью.

Очевидным критерием обеспечения взаимозаменяемости втулки и вала (см. рис. 37) является

$$\delta_{AB} \geq \omega_{AB}, \quad (2.45)$$

т. е. поле погрешности увязки (ω_{AB}) не должно по величине выходить за пределы поля допуска посадки (δ_{AB}), который равен разности между наибольшим и наименьшим зазорами z . Кроме того, как и при обеспечении точности отдельных размеров, поле погрешности увязки ω_{AB} не только должно быть меньше поля допуска соединения δ_{AB} или равно ему, но его расположение должно быть согласовано с расположением поля допуска. На рис. 38 показаны равные по величине, но не согласованные по расположению поля допусков и поля погрешностей. На рисунке обозначены:

$z_{\text{нб.п.}}$, $z_{\text{нб.д}}$ — проектный и действительный наибольшие зазоры;

$z_{\text{нм.п.}}$, $z_{\text{нм.д}}$ — проектный и действительный наименьшие зазоры.

Поле допуска соединения

$$\delta_{AB} = z_{\text{нб.п.}} - z_{\text{нм.п.}} = \delta_A + z_{\text{нм.п.}} + \delta_B - z_{\text{нм.п.}} = \delta_A + \delta_B. \quad (2.46)$$

Поле погрешности увязки

$$\omega_{AB} = \omega_A + \omega_B.$$

Если $\omega_A = \delta_A$ и $\omega_B = \delta_B$, то и $\omega_{AB} = \delta_{AB}$, т. е. условие (2.46) выполнено, однако соединение рассогласовано из-за смещения поля погрешностей ω_B относительно поля допуска δ_B , в результате чего получилось $z_{нм.д} > z_{нм.п}$, $z_{нб.д} > z_{нб.п}$ и соединение может быть неработоспособно. Поэтому дополнительное к (2.46) условие может быть сформулировано так: поля погрешностей ω_A и ω_B размеров A и B не должны выходить по своему расположению за пределы полей допусков δ_A и δ_B на эти размеры.

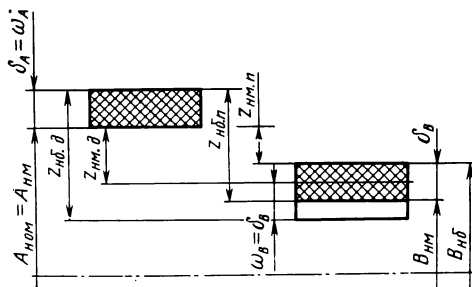


Рис. 38. Поля допусков и поля погрешностей при независимом изготовлении сопрягаемых деталей

Итак, независимое образование размеров сопрягаемых деталей обеспечивается единой системой допусков и посадок. В проекте для соединения заданного служебного назначения конструктор назначает необходимую посадку и устанавливает, учитывая возможности производства, допуска на размеры соединяемых деталей по определенному классу точности. Производство, допуская погрешности в пределах полей допусков, может изготавливать сопрягаемые детали в разных цехах, на разных заводах, совершенно независимо и без всякого дополнительного согласования размеров. Встретившись на сборочном участке, такие детали могут быть собраны без подгонки и подбора, т. е. они оказываются полностью взаимозаменяемыми. Если же поля производственных погрешностей вышли за пределы допусков, то в этом случае сборка возможна или с дополнительной подгонкой, или с подбором и комплектованием деталей с размерами, близкими к требуемым; например, к валам с уменьшенным диаметром (см. рис. 38) надо подобрать втулки с наименьшими отверстиями.

Принцип независимого образования размеров и формы сопрягаемых элементов конструкции имеет большие достоинства. Он широко и успешно применяется не один десяток лет как принцип обеспечения взаимозаменяемости в общем машиностроении и приборостроении. Он обеспечивает широкий фронт работ при внедрении новых изделий, способствует расширению кооперации

и специализации производства, эффективен по надежности, отличается хорошей отработанностью и строгостью всей системы. Однако из-за некоторых недостатков его не во всех случаях можно применить.

Во-первых, при независимом способе изготовления можно обеспечить увязку и взаимозаменяемость деталей только простейших форм (круглых, цилиндрических, конических, ступенчатых, плоских цилиндрических и конических), монолитных, имеющих большую жесткость. Детали, имеющие сложные формы, увязать по допускам и посадкам весьма сложно. Как правило, в этих случаях требуется непосредственное согласование размеров и формы сопрягаемых деталей.

Во-вторых, принцип независимого изготовления не обеспечивает высокой точности увязки размеров сопрягаемых деталей. Как следует из уравнения (2.42), погрешность увязки размеров накапливается вместе с накоплением погрешностей размеров деталей. Погрешность увязки размеров имеет большую величину, чем погрешности деталей, точность увязки — ниже точности отдельных размеров деталей. Поэтому для обеспечения качественного соединения приходится прибегать к повышению требований к точности размеров деталей, к ужесточению допусков, что, естественно, приводит к повышению стоимости производства.

В-третьих, принцип независимого изготовления применим лишь к деталям небольших и средних размеров. Взаимозаменяемость деталей, например, фюзеляжа, имеющего диаметр 4—6 м и длину 50 м, невозможно обеспечить независимым изготовлением по назначенным допускам и посадкам даже из-за трудностей измерения таких больших размеров.

Обеспечение взаимозаменяемости при независимом образовании форм и размеров сопрягаемых элементов конструкции широко применяется и в производстве самолетов. Этот принцип применяется при изготовлении деталей и узлов шасси (цилиндров, штоков, поршней, узлов навески колес), гидравлических и шариковых подъемников, золотниковых пар, а также в производстве станочных приспособлений, штампов, инструмента. Область применения его ограничивается жесткими монолитными деталями, соединяемыми по второму — третьему классу точности и не связанными с внешними обводами самолета. Для обеспечения взаимозаменяемости деталей, узлов планера и агрегатов самолета применяется другой принцип — принцип зависимого, связанного образования форм и размеров сопрягаемых элементов конструкции.

2.3.2. Достижение взаимозаменяемости при зависимом (связанном) изготовлении сопрягаемых деталей

При выводе уравнения (2.41) для определения погрешности увязки двух размеров было отмечено, что погрешность первич-

ного размера (Δ_{A0}), как общее звено при формировании размеров A и B , исключалась из суммарной погрешности увязки. Погрешность увязки определяется только погрешностями независимых составляющих звеньев технологических размерных цепей, образующих замыкающие размеры сопрягаемых деталей. Это последнее заключение является весьма важным. Оно привело к выводу о том, что те звенья подетальных размерных цепей, при выполнении которых возникают большие погрешности, следует делать общими для сопрягаемых деталей и тогда они не будут влиять на точность взаимной увязки размеров. Покажем это на примере.

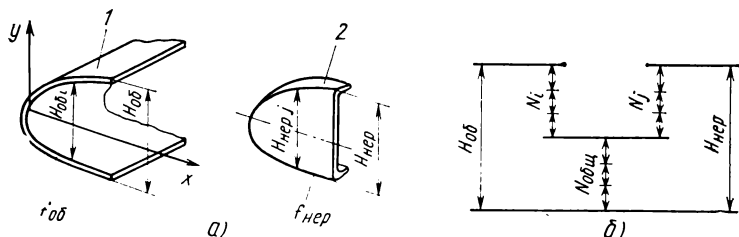


Рис. 39. Сборка деталей при наличии общих звеньев в подетальных размерных цепях:

a —собираемые детали; $б$ —размерная цепь

На рис. 39 показаны лобовая часть обшивки 1 крыла и нервюра 2, которая должна быть приклепана к обшивке. Размер $H_{об}$ обшивки должен быть увязан с размером $H_{нер}$ нервюры так, чтобы зазор между деталями лежал в требуемых пределах. При неудовлетворительной увязке размеров зазор z может выйти за пределы допустимого значения и тогда клепка станет невозможной. Предположим, что в подетальных технологических размерных цепях обшивки и нервюры имеется $N_{общ}$ общих звеньев (см. рис. 39, б). Тогда размеры обшивки и нервюры определяются уравнениями

$$H_{об} = \sum N_{общ} + \sum N_i; \quad H_{нер} = \sum N_{общ} + \sum N_j.$$

Зазор между нервюрой и обшивкой будет равен

$$z = H_{об} - H_{нер} = \sum N_{общ} + \sum N_i - \sum N_{общ} - \sum N_j; \\ z = \sum N_i - \sum N_j. \quad (2.47)$$

Погрешность увязки выразится так:

$$\Delta_{H_{об}, H_{нер}} = \sum \Delta N_{общ} + \sum \Delta N_i - \sum \Delta N_{общ} - \sum \Delta N_j; \\ \Delta_{H_{об}, H_{нер}} = \sum \Delta N_i - \sum \Delta N_j. \quad (2.48)$$

Из уравнений (2.47) и (2.48) видно, что общие составляющие звенья не влияют на точность увязки размеров сопрягаемых деталей; зазор между деталями и погрешность увязки не зависят от общих звеньев.

Содержание общих звеньев может быть различно; сверление отверстий в сопрягаемых деталях по одному кондуктору, обработка на станке с одной установки, безразмерное копирование контуров с одного эталона, образование контура одной детали по контуру другой и т. д. Все эти варианты связи размерных цепей объединяются общим названием — *принцип зависимого или связанного образования форм и размеров сопрягаемых элементов конструкции*.

При независимом способе изготовления деталей в технологических процессах нет общих операций, нет общей оснастки или эталонов. Поэтому изготовление сопрягаемых деталей можно разъединить. При изготовлении деталей с соблюдением принципа зависимого образования размеров этого сделать нельзя, так как на отдельных этапах технологических процессов или используется общая оснастка, или возникает необходимость непосредственного согласования размеров.

Выбор вариантов связи производится с учетом обеспечения высокой точности увязки; связываются звенья, при исполнении которых возможны большие погрешности. Только в этом случае погрешность взаимной увязки размеров будет меньше погрешностей размеров самих деталей.

Анализ форм и размеров самолетов подсказывает, что наибольшую и определяющую погрешность увязки внесло бы раздельное построение и расчерчивание контуров сопрягаемых деталей, построение сопрягаемых поверхностей. Вернемся к случаю увязки размеров носовой части нервюры и лобовой части обшивки (см. рис. 39), когда была рассмотрена увязка размеров $H_{об}$ и $H_{нер}$ только для одного крайнего сечения, что совершенно недостаточно, так как качественное соединение может быть только тогда, когда будут увязаны все размеры $H_{об i}$ обшивки и $H_{нер j}$ нервюры, т. е. будут увязаны полностью их контуры ($f_{об}$ и $f_{нер}$).

Внешние обводы крыла представляют собой сложную поверхность, построенную из условия получения наилучшего аэродинамического качества. Оптимальность профиля крыла проверяется продувками в аэродинамических трубах. По отдельным сечениям (по нервюрам) построение и вычерчивание контура производится по точкам, координаты x и y которых (см. рис. 39) задаются теоретическим чертежом; точки затем соединяются плавной кривой при помощи гибких линеек и лекал. Линия контура между точками остается вне контроля, поэтому может отличаться от заданного теоретического контура. В целом вычерчивание контура, где преобладает ручной труд, не отличается высокой точностью. В лучшем случае координаты точек можно отложить и нанести с точностью $\pm 0,15$ мм. При вычерчивании контура воз-

можно несовпадение центра линии (ширина ее 0,15—0,20 мм) с центрами точек, и это тоже даст ошибку; единственным критерием правильности хода кривой между точками — плавность контура, суждение о которой может быть субъективным. Поэтому точность вычерчивания контура обшивки и нервюры не может быть высокой, погрешность может достигать до $\pm 0,4$ мм и более.

На рис. 40 показаны этапы образования размеров обшивки и нервюры при независимом их изготовлении, когда и контур обшивки и нервюры размечаются по координатам точек отдельно и все другие этапы формообразования, которые даны без детализации, не связаны. Примем: погрешность разметки контуров $\Delta_p = \pm 0,4$ мм; погрешность изготовления пуансона и формблока: $\Delta_{\text{п}} = +0,4$ и $\Delta_{\text{ф}} = -0,3$ мм; погрешность штамповки $\Delta_{\text{ш}} = +0,4$ для обшивки и $\Delta_{\text{ш}} = -0,4$ для нервюры. Получим поля погрешностей: $\omega_{\text{н об}} = 1,6$ мм — для размера обшивки; $\omega_{\text{н нер}} = 1,5$ мм — для размера нервюры, а погрешность увязки составит $\omega_{\text{н об, н нер}} = 3,1$ мм. Эти данные показывают, что принятая структура технологического процесса не обеспечивает точности, нужной для взаимозаменяемости и качественной сборки. Необходима доработка деталей и индивидуальная подгонка с существенными затратами ручного труда.

Самолетостроительное производство не использует этот метод для производства деталей, участвующих в образовании внешних обводов. Расчерчивание контуров деталей, имеющее наибольшую погрешность, делают общим звеном; контур расчерчивают один раз по теоретическому обводу, принимают его как эталон и далее все его переносы на технологическую оснастку производят непосредственным безразмерным копированием.

На рис. 41 показано изготовление тех же деталей, но с общим звеном по разбивке и вычерчиванию контуров сопрягаемых поверхностей. В этом случае погрешность вычерчивания контура сопрягаемых деталей не оказывает влияния на увязку размеров. Шаблоны для изготовления технологической оснастки изготавливают непосредственным копированием контура носовой части крыла с эталона; погрешность изготовления шаблонов $\Delta_{\text{шб}} = +0,2$ мм для обшивки и $\Delta_{\text{шб}} = -0,2$ мм для нервюры. При наличии шаблонов может быть уменьшена погрешность изготовления пуансона и формблоков. Примем $\Delta_{\text{п}} = +0,3$; $\Delta_{\text{ф}} = -0,2$ мм. Погрешность штамповки остается прежней: $\Delta_{\text{ш}} = +0,4$ для обшивки и $\Delta_{\text{ш}} = -0,4$ мм для нервюры. Тогда получим поля погрешностей относительно эталонного контура: $\omega_{\text{н об}} = 0,9$ мм, $\omega_{\text{н нер}} = 0,8$ мм и поле погрешностей увязки $\omega_{\text{н об, н нер}} = 1,7$ мм, что означает существенное уменьшение погрешности увязки.

Эффективность применения зависимого образования размеров подтверждена многолетней практикой самолетостроительного производства. Построение эталонных контуров по внешним обводам чрезвычайно упростило увязку форм и размеров отдельных деталей и частей самолета. Этому немало способствовало

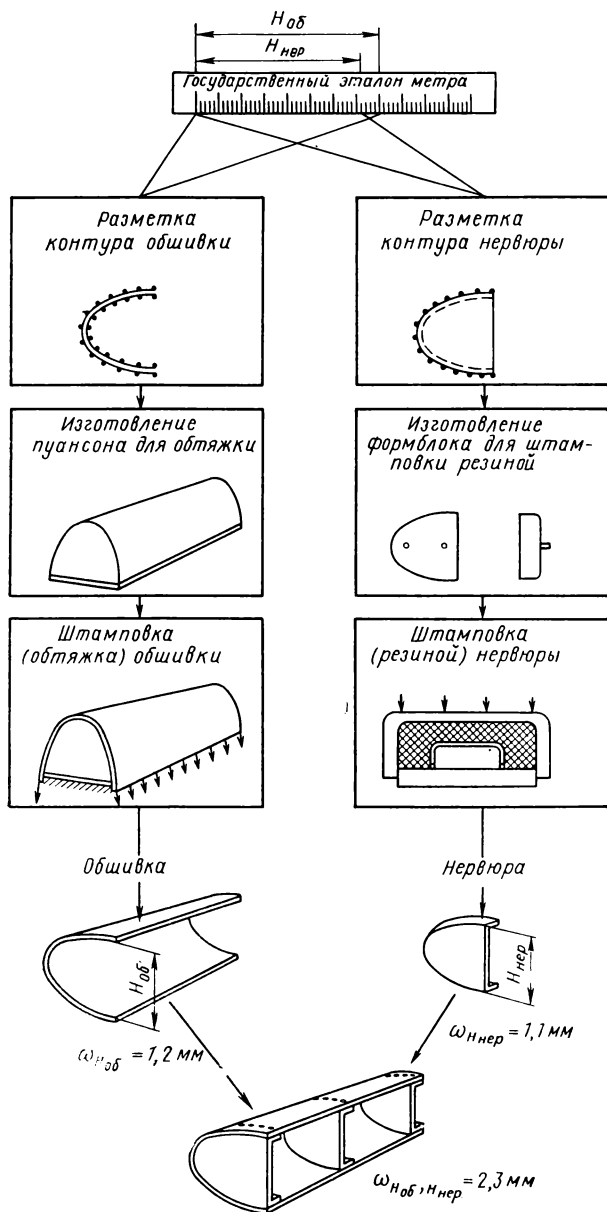


Рис. 40. Увязка размеров обшивки и нервюры при отсутствии общих звеньев в технологических цепях

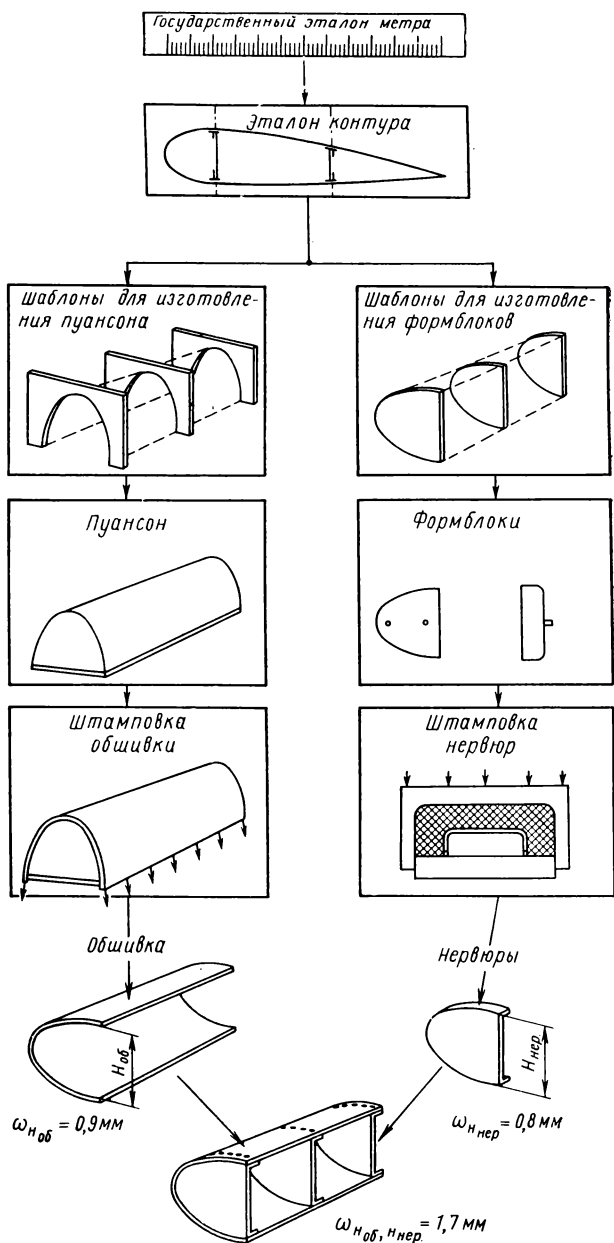


Рис. 41. Увязка размеров обшивки и нервюры при наличии общего звена — эталонного контура внешнего обвода крыла

внедрение точных методов копирования расчерченных эталонных контуров; точность копирования в настоящее время в 2—3 раза превышает точность расчерчивания сложных криволинейных контуров обводов самолета. Поэтому замена расчерчивания контуров для каждой детали копированием с эталонного чертежа, построенного в натуральную величину один раз и для всех деталей, участвующих в образовании обвода конкретной зоны планера, дает заметное повышение точности увязки. Эталонный контур может быть выполнен с существенными погрешностями, но эти погрешности не влияют на точность увязки, так как они являются общими для всех сопрягаемых деталей.

Зависимое образование размеров сопрягаемых деталей имеет и свои недостатки. Для внедрения этого метода необходимо изготавливать сотни плоских или пространственных эталонов поверхности агрегатов планера, тысячи и десятки тысяч жестких носителей размеров (шаблонов или слепков); при этом усложняется межзаводская взаимозаменяемость и кооперирование, сужается фронт работ, удорожается подготовка серийного производства.

Однако невозможность достижения взаимозаменяемости другими методами обусловила переход самолетостроительной промышленности на зависимое образование размеров деталей. Только в последние годы, с появлением станков с программным управлением, создаются реальные возможности к переходу к независимому образованию размеров деталей.

Принцип зависимого образования размеров внедрен на всех самолетостроительных заводах в виде плазово-шаблонного метода, который и является основным способом обеспечения взаимозаменяемости. Этот способ, заимствованный в тридцатых годах из судостроительной промышленности, сыграл большую роль в развитии технологии не только самолетостроения, но вертолестроения и ракетостроения.

2.3.3. Плазово-шаблонный метод обеспечения взаимозаменяемости

Любой способ зависимого образования размеров связан с созданием эталона форм и размеров, который лежит в основе увязки размеров сопрягаемых деталей, узлов, агрегатов. При осуществлении плазово-шаблонного метода за эталон формы и размеров агрегата планера принимается теоретический плаз, представляющий собой чертеж агрегата в масштабе 1 : 1, выполненный тушью на металлическом листе в двух или трех проекциях с нанесенными координатными и конструктивными осями и контурами продольных и поперечных плоских сечений агрегата. Теоретический плаз (чертеж) изготавливается в специальном плазово-шаблонном цехе, и для его хранения как эталона создаются особые условия.

Плаз не может быть использован непосредственно в производственных цехах для снятия с него необходимых размеров и перенесения на технологическую оснастку; это невозможно ни по техническим соображениям, ни по существу метода. Для этой цели плазово-шаблонный цех изготавливает по отдельным сечениям металлические шаблоны, по которым, как по жестким носителям формы и размеров агрегата, в цехах технологической оснастки производят технологические и контрольные приспособления; шаблоны используют также непосредственно в производственных цехах для контроля оснастки и изделий.

Сущность плазово-шаблонного производства заключается в следующем.

1. В основе метода лежит принцип связанного образования формы и размеров сопрягаемых элементов конструкции планера самолета.

2. Для всех сопрягаемых элементов создается, как общее звено, единый эталон внешних форм и размеров изделия (узла, агрегата, планера в целом) в виде теоретического плаза, представляющего собой чертеж изделия в натурном масштабе со всеми проекциями и сечениями, дающими возможность воспроизвести объемные формы изделия.

3. Производственные подразделения завода при изготовлении технологической и контрольной оснастки используют жесткие носители форм и размеров изделия — плоские металлические шаблоны, скопированные по отдельным сечениям с плаза. Не имея размеров в чертежах изделия (размеры даются только для справки), всю увязку размеров сопрягаемых элементов производство делает только по плазам и шаблонам.

Теоретический плаз. Теоретический плаз расчерчивается отдельно для каждого агрегата планера. Исходными данными для выполнения работ являются: теоретический чертеж агрегата, техническое задание на вычерчивание агрегата и монтажная схема плаза.

Теоретический чертеж агрегата выполняется опытно-конструкторским бюро — создателем самолета. Он является первоисточником для построения внешних обводов планера спроектированного самолета и должен содержать всю информацию, позволяющую однозначно и полностью воспроизвести поверхность агрегата. Учитывая сложность форм современных самолетов и слишком большую трудоемкость разбивки плазов на агрегаты ручным способом, в настоящее время задание теоретических контуров агрегатов производится аналитическими зависимостями. Это дает возможность использовать машинные методы расчета геометрических параметров контуров и их вычерчивания.

В теоретических чертежах и приложениях к ним дают методике и рекомендации по математическому обеспечению для построения поверхностей агрегатов двойной кривизны (отсеков фюзеляжа, гондолы двигателя, подвесных баков, зализов) и аг-

регатов, ограниченных линейчатыми поверхностями (крыла, стабилизатора, киля, рулей, элеронов и т. д.); рекомендации для построения контуров нормальных сечений, наклонных сечений, по определению малок и др. К способу задания обводов предьявляется дополнительное требование — возможность без сложных преобразований информации применения для необходимых расчетов электронных вычислительных машин, возможность при-

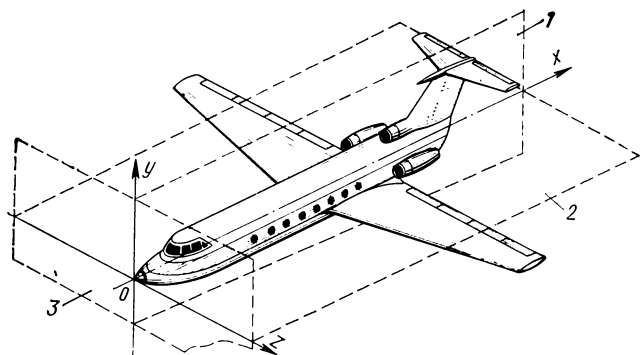


Рис. 42. Основные плоскости и координатные оси, принимаемые при вычерчивании на плазе контуров планера самолета:

1—плоскость симметрии; 2—строительная горизонталь; 3—плоскость нулевой дистанции

менения для плазовых разбивок координатографов с программным управлением и воспроизведения их при обработке на станках с программным управлением.

В техническом задании на расчерчивание агрегата на плазе прежде всего оговаривают систему координатных осей. Для полной взаимной увязки расположения агрегатов и узлов планера при разбивке плазов принимается *единая система основных плоскостей и координатных осей планера самолета*. На рис. 42 схематично показан самолет, основные плоскости и оси, относительно которых задаются контуры агрегатов и производится их увязка. Начало координат O находится на переднем торце фюзеляжа; ось x является осью самолета; расстояния, откладываемые по ней, называются дистанциями; ось y является осью симметрии, а плоскость xOy является плоскостью симметрии самолета (1); ось z направлена по размаху крыла самолета и находится в горизонтальной плоскости zOx (поз. 2), называемой строительной горизонталью самолета. Торцевая плоскость yOz называется плоскостью нулевой дистанции.

Агрегат расчерчивается на плазе в двух или трех проекциях. Проекция на плоскость симметрии называется *боковой проекци-*

ей, на плоскость строительной горизонтали — *плановой проекцией*, на плоскость нулевой дистанции — *эпюрой совмещенных сечений*. Для симметричных агрегатов на плановой проекции и на эпюре совмещенных сечений изображается только одна половина агрегата.

На рис. 43 показан теоретический плаз хвостовой части фюзеляжа, имеющего в сечениях круги разного диаметра. В простейшем случае внешние обводы такого агрегата могут быть заданы таблицей, где связываются три размера: координаты x , y центров круга и радиус R круга (см. рис. 43,г); координата x дает дистанцию шпангоута от начального сечения агрегата, y — положение сечения шпангоута относительно строительной горизонтали, радиус R дает внешний обвод агрегата по сечению данного шпангоута; номера сечений на плазе совмещенных сечений соответствуют номерам шпангоутов, дистанции которых даны на боковой и плановой проекциях. Внешние контуры агрегата на боковой и плановой проекциях получают так: вначале геометрическим построением точки пересечения контуров шпангоутов с осью (плоскостью) симметрии на плазе совмещенных сечений переносят на оси шпангоутов боковой проекции, затем, соединяя полученные на осях шпангоутов точки плавной кривой, получают внешний обвод агрегата на боковой проекции, называемый *линией нулевого батокса*. Внешний обвод агрегата на плановой проекции образуется также геометрическим построением; этот обвод называется *полуширотой*.

Указанная система координатных осей и плоскостей и другие системы используются для увязки положения агрегатов самолета и при расчерчивании плазов для отсеков фюзеляжа, гондол двигателя, воздухозаборников. Для крыла, стабилизатора, киля применяется иная система координатных осей с учетом специфики контуров сечений этих агрегатов. На рис. 44 показаны координатные оси и основные плоскости для вычерчивания на плазе крыла. Ось x направлена вдоль хорды корневой нервюры, ось y — вдоль вертикальной оси заднего лонжерона; ось z — вдоль продольной оси заднего лонжерона. Основными плоскостями являются: плоскость 1 корневой нервюры крыла, на которой расчерчивают эпюру совмещенных сечений; плоскость 2 основного лонжерона, на которой расчерчивают боковую проекцию; плоскость 3 хорд, на которой расчерчивают плановую проекцию крыла.

В *монтажной схеме* теоретического плаза дают необходимые сведения по монтажу отдельных панелей теоретического плаза на плазовых столах, расположение плаз-кондукторных и базовых отверстий в панелях плаза, последовательность стыковки панелей.

Основное назначение теоретического плаза — *увязка внешних обводов планера самолета, получение плавных, близких к теоретическим контуров всех агрегатов планера с правильным их вза-*

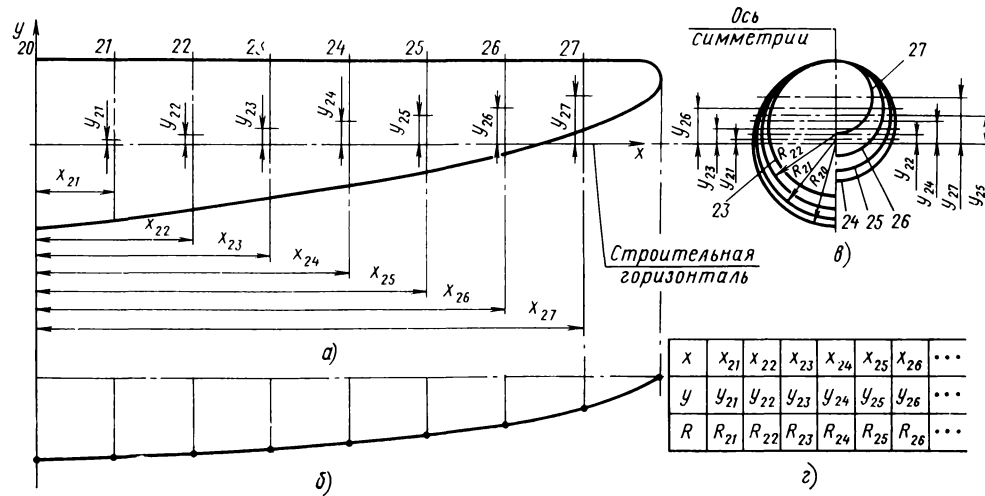


Рис. 43. Теоретический план хвостовой части фюзеляжа:

а—боковая проекция; б—плановая проекция (полуширота); в—эпюра совмещенных сечений; г—таблица координат

имным расположением. Это весьма сложная техническая задача, выполнение которой требует больших затрат средств, времени и труда. Успех и эффективность решения этой задачи зависит от того, каким образом заданы контуры сечений и поверхности агрегатов и какой способ принят для расчерчивания плазов.

Построенные внешние обводы агрегатов, отработанные и проверенные, принимают затем за эталон их формы и размеров, которые являются базой для геометрической увязки всех узлов и деталей, входящих в обвод или сопряженных с ним.

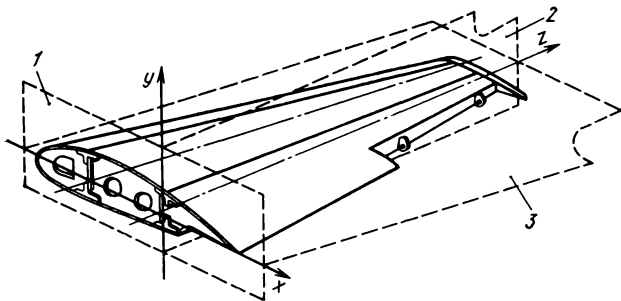


Рис. 44. Основные плоскости и координатные оси, принимаемые при вычерчивании на плазе контуров крыла самолета:

1—плоскость корневой нервюры; 2—плоскость заднего лонжерона; 3—плоскость хорд

Способы задания и построения внешних обводов планера. Различают два основных способа задания поверхностей агрегатов для построения теоретических плазов: *каркасный* и *кинематический* [3]. *Каркасный способ* заключается в том, что задается не вся поверхность агрегата, а лишь отдельные его поперечные и продольные сечения, которые образуют как бы каркас поверхности. В данном случае однозначно определяются координаты точек поверхности, лежащих только на линиях каркаса; координаты любых других точек могут быть определены только интерполяционным путем. *Кинематический способ* предусматривает непрерывное математическое задание поверхности агрегата, позволяющее однозначно определить координаты любой точки поверхности.

При каркасном задании поверхности агрегат разделяется системой секущих плоскостей, параллельных трем координатным плоскостям (рис. 45). Горизонтальные плоскости, параллельные строительной горизонтали, называются *горизонталями*, вертикальные плоскости, параллельные плоскости симметрии самолета, — *батоксами*, плоскости поперечных сечений — *плоскостями шпангоутов* (для фюзеляжа) или *плоскостями нервюр* (для крыла, оперения). Средний батокс, совпадающий с плоскостью

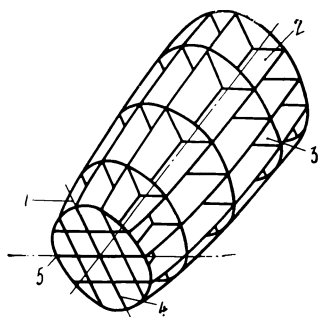


Рис. 45. Каркасный способ задания обводов хвостового отсека фюзеляжа:

1—плоскости батоков; 2—плоскости горизонталей; 3—плоскости шпангоутов; 4—нулевой батокс; 5—полуширота

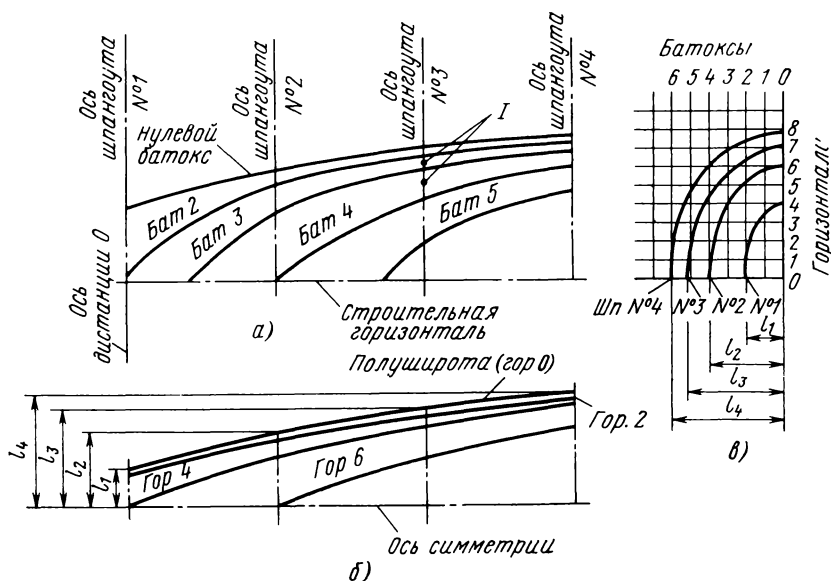


Рис. 46. Построение теоретического плаза отсека фюзеляжа с применением каркасного способа:

а—боковая проекция; б—планировая проекция; в—эпюра совмещенных сечений; 1—точки, выпавшие при построении линии батоков 2 и 3

симметрии, называется *нулевым батоксом*, а внешние линии пересечения его с плоскостями шпангоутов — *линиями нулевого батокса*. Горизонталь, совпадающая со строительной горизонталью, называется *нулевой горизонталью*.

Для лучшей увязки технологической оснастки и использования для этого плаз-кондуктора расстояния всех батоксов от нулевого батокса принимают кратными 50 мм; расстояния всех горизонталей от строительной горизонтали принимают также кратными 50 мм. Шаг разбивки продольных и поперечных сечений агрегата принимается из расчета, чтобы геометрические параметры участков между сечениями могли быть определены по упрощенным интерполяционным формулам.

Увязку обводов по каркасу поверхности ведут одновременно на всех трех проекциях.

Для уяснения существа метода разберем подробнее построение теоретических обводов небольшого отсека фюзеляжа двойной кривизны некруглого сечения (рис. 46). Для простоты построения примем, что агрегат имеет четыре шпангоута. По теоретическому чертежу и таблицам дано: координаты точек всех четырех поперечных сечений по осям шпангоутов, дистанции шпангоутов. Построение плаза начинают с расчерчивания эпюры совмещенных сечений; наносят строительную горизонталь, ось симметрии, разбивают батоксы и горизонтالي (в нашем примере 7 батоксов и 9 горизонталей); по координатам наносят точки контуров поперечных сечений и при помощи плазовых гибких реек соединяют их, получая теоретические контуры поперечных сечений по осям шпангоутов (см. рис. 46,в) Затем наносят строительную горизонталь, ось симметрии, оси шпангоутов по заданным размерам дистанций на плазе боковой и плановой проекций (см. рис. 46,а и б).

Линию полушироты на плановой проекции получают переносом на оси шпангоутов этой проекции четырех точек с плаза совмещенных сечений (размеры l_1 , l_2 , l_3 и l_4 по нулевой горизонтали) и соединением их плавной кривой. Так образуется внешний обвод агрегата на плановой проекции. Так же, используя правила начертательной геометрии, переносят с плаза совмещенных сечений ординаты пересечения контуров шпангоутов с нулевым батоксом на оси шпангоутов на плазе боковой проекции. Найденные четыре точки соединяют плавной кривой, получая, таким образом, внешний обвод агрегата на боковой проекции.

Далее строят следы (линии) пересечения с агрегатом плоскостей других батоксов и горизонталей. Ординаты точек пересечения батоксов 1, 2, 3,... с контурами шпангоутов с плаза совмещенных сечений переносят на оси шпангоутов боковой проекции, получая здесь линии пересечения батоксов с поверхностью агрегата. Аналогично получают линии пересечения горизонталей 1, 2, 3,... с поверхностью агрегата на плановой проекции. На плазе совмещенных сечений окончательно расчерчивают оси

стрингеров и проекции их на боковой или плановой проекциях.

Плавность контура агрегата проверяют плавностью линий батоксов и горизонталей. Например, точки I на оси шпангоута № 3 (см. рис. 46,а) выпали из плавных очертаний батоксов 2 и 3; это свидетельствует об ошибках, допущенных в разбивке контура поперечного сечения по шпангоуту № 3 на плазе совмещенных сечений. Такие ошибки устраняют и корректируют таблицы координат теоретического чертежа. Увязка трех проекций плаза из условия получения плавных контуров является трудоемкой и квалифицированной работой.

Естественно, что исправление, например, линии батокса на боковой проекции влечет за собой исправление контура сечения на плазе совмещенных сечений, а затем и исправление кривой, соответствующей горизонтали на плазе плановой проекции.

Правила начертательной геометрии дают возможность построить линии пересечения агрегата плоскостями, наклонными к строительной горизонтали или к оси симметрии, и поверхностями более сложного характера. Такая необходимость возникает при нахождении следов пересечения фюзеляжа фонарем, крылом или центропланом, стабилизатором, килем и др.

Недостатком построения теоретических плазов по каркасному способу (способу батоксов и горизонталей) является слишком большая трудоемкость построения и графической увязки плазовых кривых в их трех проекциях. Характер и трудоемкость увязки определяется тем, как заданы исходные контуры (в нашем примере — контуры поперечных сечений по осям шпангоутов): независимо друг от друга или независимо, когда даны несколько базовых контуров, а все другие определяются на основе базовых по интерполяционным формулам. Излишне большое число независимых исходных контуров, особенно при недостаточно точном их задании, может усложнить работу по увязке проекций и увеличить ее трудоемкость.

При кинематическом задании криволинейных поверхностей агрегатов построение отдельных контуров плоских сечений и поверхности в целом базируется на аналитических зависимостях, позволяющих воспроизводить контуры агрегата не по отдельным сечениям, а непрерывным образом по всей поверхности. При задании теоретических контуров агрегатов можно использовать уравнения кривых второго порядка, степенные уравнения, радиосографический и другие методы.

Весьма ценным преимуществом математического задания контуров агрегатов является то, что всю увязку контуров агрегата можно произвести на теоретических чертежах в уменьшенном масштабе (1:5, 1:10); при воспроизведении контуров на плазах в натурном масштабе гарантируется сохранение увязки и отсутствие выпадающих из контуров точек.

Рассмотрим методику проектирования контуров и поверхностей с использованием кривых второго порядка, имея в виду, что

некоторые ее положения являются общими и для других методов математического задания поверхностей.

Контур сечения может быть задан кривой второго порядка геометрическими параметрами: точками, касательными, комбинацией из точек и касательных. В соответствии с инженерным

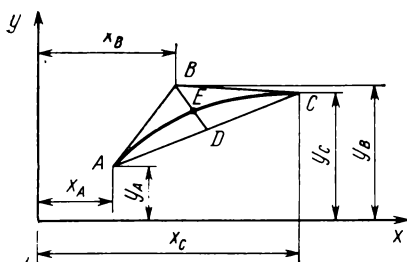


Рис. 47. Построение кривой второго порядка:

Исходные данные: координаты точек A, B, C и дискриминант $f = \frac{ED}{BD}$

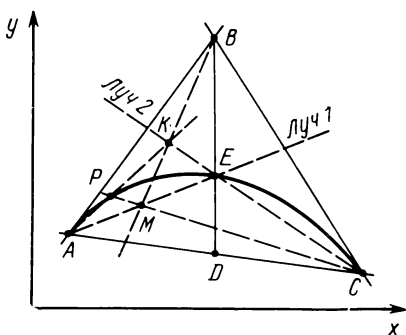


Рис. 48. Поиск дополнительных точек кривой графическим способом

методом [3], получившим распространение в самолетостроении, для построения кривой второго порядка задают в системе координат агрегата: координаты двух точек, направление касательных в этих точках и дискриминант f . На рис. 47 показаны исходные данные для построения аппроксимирующей кривой: координаты точек A и C , направление касательных дано координатами точки B их пересечения, и дискриминант, который равен отношению отрезков медианы ED и BD , полученных дополнительным построением: хорды AC искомой кривой и медианы B , разделяющей хорду AC пополам; дискриминант

$$f = ED/BD \quad (2.49)$$

характеризует выпуклость кривой в зоне между точками A и C и определяет точку E , принадлежащую кривой. Численное значение дискриминанта относит кривую к тому или иному виду: при $f < 0,5$ кривая представляет собой часть эллипса; при $f = 0,5$ — часть параболы; при $f > 0,5$ — часть гиперболы. В плазовых разбивках рекомендуется применение кривых с дискриминантами, лежащими в пределах $0,3 < f < 0,7$; при дискриминантах, выходящих за эти пределы, не гарантируется плавность образуемых контуров.

При задании кривой пятью параметрами дополнительные точки ее контура, необходимые для точного ее воспроизведения, могут быть определены как графически, так и аналитически.

На рис. 48 сплошными линиями показано исходное построение, отражающее заданные параметры кривой; точки A , E , C , принадлежащие кривой, точка B , в которой пересекаются заданные своим направлением касательные крайних точек A и C . Поиск дополнительной точки P графическим способом показан пунктирными линиями; это осуществляется в следующем порядке.

Из крайних точек A и C проводят лучи, проходящие через среднюю точку E . Из точки B проводят произвольную прямую, но так, чтобы она пересекла лучи 1 и 2; точки пересечения обозначим соответственно M и K . Затем соединяют прямыми точки A и K и C и M . По теореме Паскаля пересечение их дает точку P , принадлежащую заданной кривой. Проведение произвольной прямой из точки B с другим направлением и повторение построения дает другие дополнительные точки кривой. Получив достаточное количество точек, можно при помощи гибкой линейки провести плавный контур кривой.

Аналитическое определение координат дополнительных точек кривой второго порядка основано на использовании единичных координат, полученных на основе аффинных преобразований кривой второго порядка и единичной системы координат [3]. Установлено, что аффинные абсциссы x и ординаты y связаны с единичными абсциссами $\bar{x}$ и ординатами $\bar{y}$ следующим образом:

$$x = \frac{AC}{2} \bar{x}; \quad (2.50)$$

$$y = BD \bar{y}, \quad (2.51)$$

где AC — хорда, соединяющая крайние точки заданной кривой; BD — медиана (см. рис. 47).

На рис. 49 показаны единичные оси координат, в которых задана кривая второго порядка. Из рисунка следуют очевидные соотношения: $\bar{y}=0$ при $\bar{x}=1$;

$\bar{y}=f$ (дискриминант кривой) при $\bar{x}=0$, значения единичных ординат $\bar{y}$ зависят от $\bar{x}$ и от дискриминанта f . Единичную ось абсцисс можно разбить на несколько участков, и тогда $\bar{x}$ примут определенные значения. Для практических расчетов достаточно разделить ось на $n=4$ участка, и тогда $\bar{x}_1=0,25$, $\bar{x}_2=0,50$, $\bar{x}_3=0,75$ и $\bar{x}_4=1$. Число участков n определяет число дополнительных точек

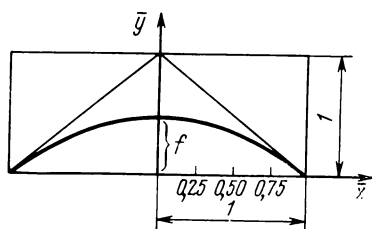


Рис. 49. Единичная система координат для задания кривой второго порядка

кривой, которые необходимо найти для более точного расчерчивания контуров. Опытом показано, что часто дополнительно к заданным точкам достаточно иметь четыре-шесть точек. При $n=4$ можно получить шесть дополнительных точек (три справа от начала координат со значениями 0,25; 0,50 и 0,75 и три — слева с теми же значениями, но с отрицательным знаком).

В связи с массовостью расчетов для определения единичной ординаты $\bar{y}$ в зависимости от абсциссы $\bar{x}$ и дискриминанта кривой f составлены таблицы. Они предусматривают получение $\bar{y}$ для трех значений $\bar{x}$ (0,25; 0,50 и 0,75), что соответствует $n=4$ ($\bar{y}=0$ при $\bar{x}=1$), и для рекомендованных в качестве стандартных значений f в пределах от 0,30 до 0,70 с интервалом 0,01. В случае необходимости построения большего числа точек, например, при расчерчивании линий полушироты или батоксов используются таблицы, составленные для $n=5$ и $n=10$; при $n=10$ можно получить 20 дополнительных точек кривой. В табл. 2.3 приведены значения единичных ординат $\bar{y}$ для $n=4$ и стандартных значений дискриминантов f [3]. Для сокращения в таблице дан увеличенный интервал значений f (не 0,01, а 0,02).

Таблица 2.3

Значения единичных ординат $\bar{y}$ для $n=4$ и стандартных f

Координата $\bar{x}$	Значения ординат $\bar{y}$ для различных f , равных									
	0,30	0,32	0,34	0,36	0,38	0,40	0,42	0,44	0,46	0,48
0,25	0,2866	0,3050	0,3233	0,3424	0,3606	0,3789	0,3976	0,4158	0,4335	0,4510
0,50	0,2435	0,2580	0,2723	0,2864	0,3001	0,3136	0,3266	0,3393	0,3516	0,3635
0,75	0,1614	0,1692	0,1762	0,1827	0,1893	0,1952	0,2007	0,2058	0,2106	0,2146

Продолжение

Координата $\bar{x}$	Значения ординат $\bar{y}$ для различных f , равных									
	0,50	0,52	0,54	0,56	0,58	0,60	0,62	0,64	0,66	0,70
0,25	0,4684	0,4858	0,5032	0,5206	0,5372	0,5540	0,5701	0,5852	0,6014	0,6166
0,50	0,3750	0,3860	0,3966	0,4066	0,4162	0,4252	0,4337	0,4417	0,4491	0,4622
0,75	0,2187	0,2224	0,2256	0,2287	0,2314	0,2340	0,2366	0,2382	0,2402	0,2416

С учетом сказанного, построение контуров кривых для их увязки на теоретических чертежах в масштабе 1:5 или 1:10 ведут в следующем порядке (кривая задана координатами двух точек, двумя касательными и дискриминантом).

1. По заданным координатам точек A , B и C (координаты точки B получаются пересечением касательных) строят треугольник ABC (рис. 50) и проводят медиану BD .

2. Сторону AC принимают за ось абсцисс, а медиану B — за ось ординат косоугольной системы координат с начальной точкой D .

3. Участки оси абсцисс AD и DC разделяют на четыре части каждый в соответствии с тем, что $n=4$. Размеры участков коор-

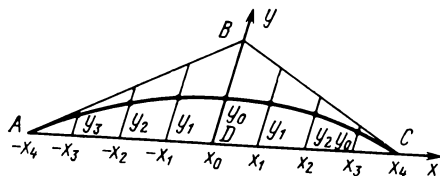


Рис. 50. Построение дополнительных координат точек кривой с помощью таблиц единичных координат:

Начальные данные кривой: $AC=1000$ мм; $BD=250$ мм; $f=0,5$; $n=4$

динируют абсциссами $\bar{x}_1, \bar{x}_2, \bar{x}_3, \bar{x}_4$ и $-\bar{x}_1, -\bar{x}_2, -\bar{x}_3, -\bar{x}_4$. Из каждой точки оси абсцисс проводят линии, параллельные оси ординат DB .

4. Измеряют на чертеже медиану DB .

5. Для каждой абсциссы определяют и откладывают ординаты, используя уравнения (2.50) и (2.51).

Абсциссам x_1, x_2, x_3, x_4 соответствуют единичные абсциссы $\bar{x}$, равные $0,25; 0,50; 0,75$ и $1,0$. По уравнению (2.50) получаем

$$x_1 = \frac{AC}{2} 0,25; \quad x_2 = \frac{AC}{2} 0,5; \quad x_3 = \frac{AC}{2} 0,75; \quad x_4 = \frac{AC}{2}.$$

Для этих абсцисс определяют ординаты y_1, y_2, y_3 и y_4 по уравнению (2.51); при этом используют табл. 2.3, по которой для каждой единичной абсциссы $\bar{x}$ находят значение единичной ординаты $\bar{y}$. Практически надо рассчитывать только три ординаты (y_1, y_2 и y_3), так как при $\bar{x}=1$ ордината $\bar{y}=0$, а при $\bar{x}=0$ ордината $\bar{y}=f$; дискриминант f задан по условию.

В качестве примера зададимся кривой со следующими данными: $AC=1000$ мм; $BD=250$, $f=0,50$, $n=4$. Данные расчета сведены в табл. 2.4.

В косоугольной системе координат ординаты y на одинаковом расстоянии от медианы BD равны между собой:

$$y = F(x) = F(-x).$$

Координаты точек кривой с начальными данными:
 $AC=1000$ мм, $BD=250$ мм; $f=0,5$; $n=4$

Единичная абсцисса $\bar{x}$	$\bar{x}_0$	$\bar{x}_1$	$\bar{x}_2$	$\bar{x}_3$	$\bar{x}_4$
	0	$\pm 0,25$	$\pm 0,5$	$\pm 0,75$	± 1
$x = \frac{AC}{2} \bar{x} = 500 \bar{x}$	x_0	x_1	x_2	x_3	x_4
	0	± 125	± 250	± 375	± 500
Единичная ордината $\bar{y}$ (берется из табл. 2.3)	$\bar{y}_0$	$\bar{y}_1$	$\bar{y}_2$	$\bar{y}_3$	$\bar{y}_4$
	0,5000	0,4684	0,3750	0,2187	0
$y = BD \bar{y} = 250$	y_0	y_1	y_2	y_3	y_4
	± 125	117,1	93,75	54,78	0

Кривая, изображенная на рис. 50, построена по данным табл. 2.4. Как следует из рисунка, для построения контура кривой к начальным данным дополнительно получено расчетным путем шесть точек кривой, что значительно облегчает расчерчивание кривой гибкой плазовой рейкой.

В случае если одна кривая не описывает весь ход обвода или сечения агрегата, например, линий батокса или полушироты, то для математического описания таких контуров привлекают не одну, а две или более кривых второго порядка; основным требованием тогда является недопущение разрывов на стыках разных кривых, что также с математической стороны вполне разрешимо.

По указанной методике обрабатывают контуры отдельных сечений на теоретических чертежах. При разбивке плаза, естественно, неудобно пользоваться косоугольной системой координат. Для расчерчивания плазов предусматривается единая прямоугольная система координат для фюзеляжа, гондол двигателя, крыльев, оперения (см. рис. 42 и 44). Для приведения разбивок теоретического чертежа в косоугольных координатах к новой системе используют правила аналитической геометрии по преобразованию координат на плоскости; координаты старой

системы проектируют на оси новой системы с выводом уравнений преобразования. Для произвольной ориентации косоугольных координат x, y в координатных осях X, Y плаза (рис. 51) уравнения преобразования будут такими:

$$\begin{aligned} X &= X_A + \frac{X_C - X_A}{2} \bar{x} + (x_B - x_D) \bar{y}; \\ Y &= Y_A + \frac{Y_C - Y_A}{2} \bar{x} + (Y_B - Y_D) \bar{y}. \end{aligned} \quad (2.52)$$

Точки A, B, C, D , координатами которых задана кривая, могут быть ориентированы на плазе наиболее удобным образом. Определение дополнительных точек кривой производят расче-

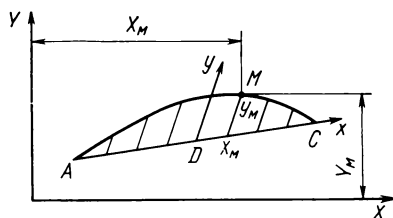


Рис. 51. Преобразование координат точек косоугольной системы координат (x, y) теоретического чертежа в координаты системы $X-Y$, в которой вычерчивается агрегат на плазе

том в зависимости от единичных координат $\bar{x}$ и $\bar{y}$, используя данные табл. 2.3 для $n=4$.

Поверхность агрегата при кинематическом задании образуют, как и отдельные контуры плоских сечений, также с использованием кривых второго порядка. Линию можно представить как траекторию движущейся точки, поверхность — как след движущейся линии. Поэтому поверхности, образованные непрерывным движением линии или линий, называют кинематическими или образованными кинематическим способом. Кинематическая поверхность, следовательно, представляет собой геометрическое место прямых или кривых линий, движущихся в пространстве по определенному закону. Наличие определенного закона движения линии при образовании поверхности дает право считать эту поверхность закономерной в отличие от случайных, незаконномерных поверхностей.

Линию, движение которой создает поверхность, называют *образующей*. Если образующая является прямой линией, то поверхности, полученные ее движением, называют *линейчатыми* поверхностями; если образующая имеет криволинейный вид, то поверхности, созданные при ее движении, называют *нелинейчатыми* поверхностями. Прямолинейная образующая изменяет при образовании поверхности только направление движения; криволинейная образующая может изменять по определенному закону и направление движения и контур (кривизну), что на много расширяет возможности кинематического метода.

Образование внешних обводов самолета кинематическими поверхностями является большим техническим достижением, так как это обеспечивает ведение отдельных этапов и проектирования и производства по определенной программе, по стандартным алгоритмам с применением электронно-вычислительной техники и технологического оборудования с программным управлением. В составе обводов самолета имеются как линейчатые поверхности (крыло, оперение, цилиндрические части фюзеляжа), так и нелинейчатые, кривые поверхности, которые создают при помощи образующих в виде кривых второго порядка или степенных уравнений (криволинейные отсеки фюзеляжа, капотная и гондольная части двигателей, обтекатели, законцовки, зализы).

Сущность образования поверхностей кинематическим способом можно показать на простейшем примере. Цилиндрическая поверхность фюзеляжа (круглого или овального) образуется движением прямолинейной образующей l , которая оставаясь все время

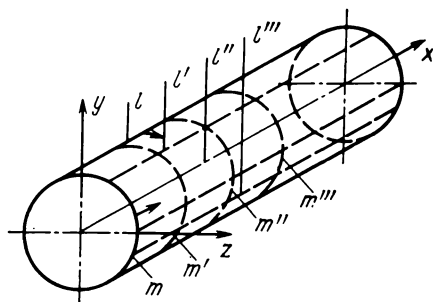


Рис. 52. Образование кинематической цилиндрической поверхности агрегата двумя способами: или движением прямолинейной образующей l , или движением криволинейной образующей m . Стрелками указано направление движения

параллельной оси x самолета, последовательно проходит все точки замкнутой кривой линии m , называемой *направляющей* (рис. 52). Прямая, перемещаясь, последовательно занимает положения l' , l'' , l''' и т. д. Та же цилиндрическая поверхность может быть получена перемещением замкнутой кривой m , центр которой перемещается по оси x , а плоскость, определяемая этой кривой, остается все время перпендикулярной оси x ; кривая m в этом случае является образующей, а ось x — направляющей. Криволинейная образующая m , перемещаясь, последовательно занимает положения m' , m'' , m''' и т. д.

Если кривая m является окружностью и если при движении этой окружности вдоль оси x задать линейный закон изменения ее диаметра (уменьшение или увеличение по отношению к нулевой дистанции), то геометрическое место окружностей вдоль оси x образует коническую поверхность (рис. 53). Так может быть задан носовой обтекатель, хвостовая часть фюзеляжа или подвесного бака и др. В этом случае кривая m является также образующей, но она, занимая последовательно положения m' , m'' , m''' и т. д., не остается постоянной, а деформируется с измене-

нием дистанций вдоль оси x . Справа на рис. 53 показан закон изменения диаметра d образующей. Однако коническую поверхность можно задать и другим способом: прямолинейной образующей, которая при своем перемещении проходит через неподвижную точку P и последовательно через все точки направляющей линии m . Прямая l (луч) при своем движении последовательно занимает положения l' , l'' , l''' и т. д.

Использование образующей в виде прямой линии позволяет получить сложного вида поверхности, особенно когда направля-

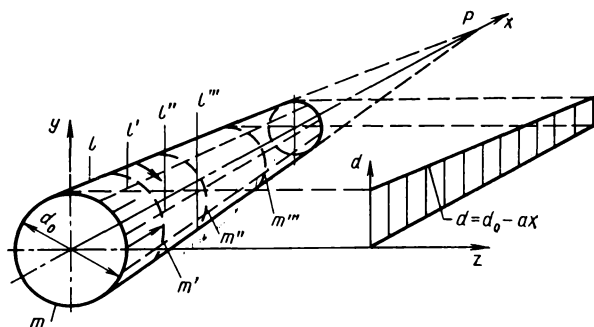


Рис. 53. Образование кинематической конической поверхности агрегата двумя способами: движением (с деформацией) криволинейной образующей m или движением прямолинейной образующей l . Стрелками показано направление движения

ющая имеет пространственное расположение или когда прямая образующая должна последовательно проходить точки не одной, а двух направляющих.

Самым общим случаем задания криволинейной поверхности является такой, когда и образующая и направляющие будут кривыми линиями и образующая по мере ее перемещения деформируется по заданному закону. При задании криволинейных поверхностей агрегатов самолета принимают образующие и направляющие линии в виде кривых второго порядка или степенных уравнений, используя, тем самым, большой опыт по заданию, расчету и расчерчиванию контуров отдельных сечений, заданных уравнениями указанных кривых.

На рис. 54 показана схема построения поверхности агрегата двойной кривизны. Пересечение агрегата с плоскостью xOy (плоскость симметрии) оставляет на ней след-линию 1, линию нулевого батокса, которая принимается в качестве направляющей линии. Пересечение агрегата с плоскостью xOz (плоскость строительной горизонтали) оставляет на ней след-линию 2, линию полушироты, которая принимается в качестве второй нап-

равляющей. Пересечение агрегата плоскостью yOz (плоскость нулевой дистанции) дает след-контур 3 поперечного сечения агрегата по стыковочному шпангоуту, плоскость которого совпадает с плоскостью нулевой дистанции. Этот контур принимается в качестве образующей. Все три линии — нулевого батокса, нулевой дистанции и полушироты — задают кривыми второго порядка.

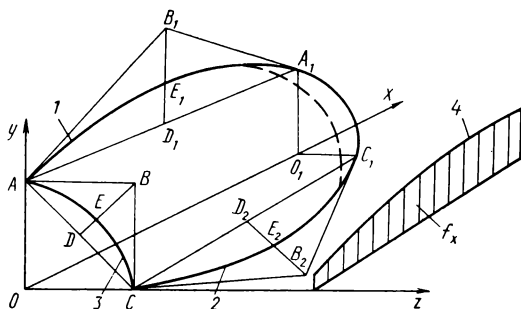


Рис. 54. Образование кинематической поверхности двойной кривизны, задаваемой кривыми второго порядка:

направляющей 1 (линия нулевого батокса), направляющей 2 (полуширота), образующей 3 (контур сечения агрегата при нулевой дистанции); 4—кривая изменения вдоль оси x дискриминанта

рядка пятью геометрическими параметрами: двумя точками, двумя касательными и дискриминантом. Так, контур 3 поперечного сечения задают: координатами крайних точек A и C , касательной AB в точке A нулевого батокса, которая параллельна оси z , касательной CB в точке C полушироты, которая параллельна оси y , и дискриминантом f . Пересечение двух касательных определяет координаты точки B . Линию 1 нулевого батокса задают: координатами точек A и A_1 , касательными к ним и дискриминантом; линию полушироты 2 — координатами точек C и C_1 , касательными к ним и также дискриминантом.

Плоская образующая 3 перемещается вдоль оси x , скользя крайними точками A и C соответственно по линии 1 нулевого батокса и по линии 2 полушироты и оставаясь все время перпендикулярной оси x . В конечной стадии движения образующая 3 должна занимать положение второго торцевого сечения агрегата с крайними точками C_1 — A_1 . При перемещении образующая должна деформироваться, так как сечения агрегата разные на разных дистанциях. Образующая должна изменять кривизну и свои очертания. Это достигается заданием закона изменения дискриминанта вдоль оси x ; обычно изменение дискриминанта задают также кривой второго порядка.

Таким образом заканчивается математическое задание поверхности двойной кривизны. В любом промежуточном сечении агрегата имеются все данные для построения контура: две точки A_x и C_x , касательные к ним (они перпендикулярны друг к другу) и дискриминант f (см. рис. 54). Дополнительные точки, необходимые для более точного вычерчивания контуров, отыскиваются по ранее изложенной методике с использованием таблиц единичных координат или с помощью описанного графического построения. В настоящее время для этой цели широко используются ЭВМ, что существенно ускоряет расчеты и построение контуров.

Расчет контуров на ЭВМ производится на основе уравнения пучка кривых второго порядка. Для рассмотренного нами способа задания кривых второго порядка (см. рис. 47) уравнение пучка выглядит так:

$$\gamma\delta - K\alpha^2 = 0, \quad (2.53)$$

где γ — левая часть уравнения касательной AB , когда правая приравнена нулю; δ — левая часть уравнения касательной BC , когда правая приравнена нулю; α — левая часть уравнения хорды AC , когда правая часть приравнена нулю. Коэффициент K определяется из уравнения (2.53), когда в уравнениях касательных и хорды вместо текущих координат x и y подставляются их значения для точки E , т. е.

$$K = \gamma\delta/\alpha^2. \quad (2.54)$$

Уравнение (2.53) далее приводится к явному виду $y=F(x)$ или $x=F_1(y)$, после чего на ЭВМ проводятся вычисления необходимых координат кривой второго порядка.

Задание поверхности кривыми второго порядка с определенным законом движения и деформации образующей позволяет определить координаты точки в любой части поверхности и дает возможность разработать необходимые программы для координатографов и станков с программным управлением.

Отметим далее особенности образования поверхностей крыльев, стабилизаторов, килей, рулей и других органов управления. Эти поверхности относятся к линейчатым поверхностям, построение которых относительно проще, чем построение поверхности двойной и переменной кривизны.

Образование поверхности крыла, учитывая линейчатый ее характер, можно произвести при минимальной исходной информации. Если крыло имеет прямолинейную переднюю и заднюю кромки на плановой проекции (рис. 55), то пересечение их дает вершину P поверхности, из которой прямая (луч) образующая l , скользя по контуру 2 сечения корневой нервюры, как по направляющей, образует коническую поверхность аэродинамического профиля. Поверхность представляет собой геометрическое

место линии 1 в разные стадии движения от передней кромки крыла к задней (положения $1'$, $1''$, $1'''$...).

На практике крыло задают двумя сечениями — по корневой и концевой нервюре — и размерами в плане (рис. 56). Образующей является прямая линия 1 , а направляющими — два аэродинамических профиля 2 и 3, являющиеся контурами поперечных сечений крайних нервюр. Прямая 1 перемещается не произвольно, а по *процентным линиям*, которые соединяют относи-

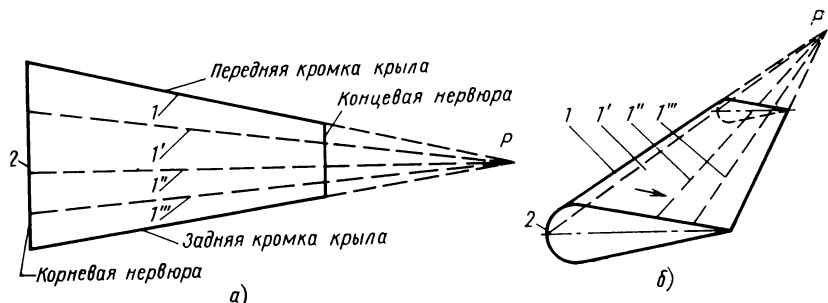


Рис. 55. Образование кинематической линейчатой поверхности крыла перемещением образующей 1 по направляющей 2:

а — плановая проекция; б — аксонометрическая проекция

тельно равные отрезки хорд корневой и концевой нервюры; это линии, которые соединяют 5, 10, 15 и т. д. процентов длин одной и другой нервюры. Процентные линии при соблюдении подобия контуров корневой и концевой сечений совпадают с лучами, исходящими из вершины поверхности.

Для упрощения отсчета координат по хордам примем координатные оси: ось x совпадает с хордой корневой нервюры и лежит в плоскости хорд, ось y не совпадает с осью лонжерона, она параллельна плоскости симметрии самолета и проходит через носовую часть корневой нервюры, ось z направлена по размаху крыла и лежит в плоскости хорд. Начало координат — в точке начала отсчета процентов по хорде корневой нервюры.

Если заданы контуры сечений по крайним нервюрам, то задача заключается в том, чтобы определить контуры сечений по всем промежуточным нервюрам (№ 1, № 2, № 3 и т. д.), координаты переднего и заднего лонжеронов, рассчитать углы (малки) поясов лонжеронов и нервюр, развертки и др. Мы ограничимся только расчетом контуров промежуточных сечений.

Координаты отдельных точек сечений по корневой и концевой нервюрам в принятой системе координат определяют из построения (см. рис. 56). Ординаты y на боковой проекции для верхней и нижней части контура: $y_0^в$ и $y_0^н$ — для корневой нер-

вюры; y_k^a и y_k^h — для концевой нервюры. Абсциссы x на плановой проекции: $x_0 = l_0$ — для корневой нервюры (100% хорды); $x_k' = L \operatorname{tg} \chi_0$ и $x_k'' = l_k + L \operatorname{tg} \chi_0$ — для концевой нервюры, соответственно, для носка (0% хорды) и конца хорды (100% хорды). Здесь L — длина крыла, l_0 и l_k — длина хорд нервюр, а χ_0 — угол стреловидности крыла. Из построения видно, что

$$\operatorname{tg} \chi_0 = \frac{x_k'}{L} \quad (2.55)$$

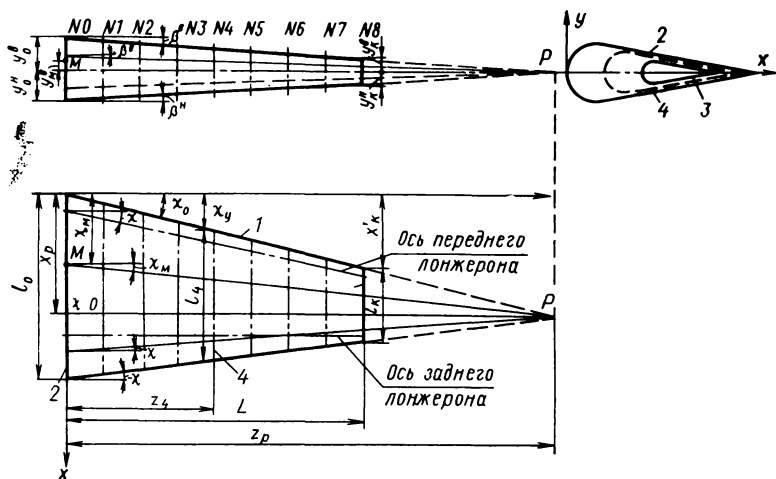


Рис. 56. Теоретический план крыла:

1—линейная образующая; 2—направляющая — контур сечения корневой нервюры; 3—направляющая — контур сечения концевой нервюры; 4—контур сечения промежуточной нервюры

Определим координаты промежуточного сечения, например, нервюры № 4, расположенной на дистанции z_4 от корневой нервюры. Длина хорды l_4 нервюры будет равна (см. рис. 54):

$$l_4 = l_0 - \frac{z_4}{L} (l_0 - l_k). \quad (2.56)$$

Абсциссы x начала (0% хорды) и конца (100% хорды) контура сечения нервюры на плазе совмещенных сечений:

$$x_4' = z_4 \operatorname{tg} \chi_0;$$

$$x_4'' = z_4 \operatorname{tg} \chi_0 + l_4 = z_4 \operatorname{tg} \chi_0 + l_0 - \frac{z_4}{L} (l_0 - l_k).$$

Далее координаты x и y для построения контура сечения на

плазе совмещенных сечений определяют по процентным линиям. Формулы для их определения имеют вид:

для верхней части контура сечения (выше плоскости хорд)

$$x = x_0 + z_4 \operatorname{tg} \chi; \quad (2.57)$$

$$y^B = y_0^B - z_4 \operatorname{tg} \beta^B \quad (2.58)$$

для нижней части контура сечения (ниже плоскости хорд):

$$x = x_0 + z_4 \operatorname{tg} \chi; \quad y^B = y_0^B - z_4 \operatorname{tg} \beta^B. \quad (2.59)$$

Здесь x_0 и y_0 — координаты точек сечения корневой нервюры по данной процентной линии.

Углы χ (стреловидность процентных линий в плане), углы β^B и β^H (углы конусности сечения в боковой проекции) изменяются с переходом от одной процентной линии к другой. Угол χ изменяется от χ_0 — угла стреловидности крыла — до 0 на нормальной процентной линии, перпендикулярной плоскости нервюр, затем изменяет знак и имеет наибольшее отрицательное значение на задней кромке крыла (углы χ показаны на плановой проекции рис. 56). Углы β^B и β^H уменьшаются с перемещением процентных линий к носку или к хвосту крыла, а на процентных линиях 0 и 100% углы β^B и β^H равны нулю. Однако углы χ , β^B и β^H для каждой процентной линии определяются отношением разности координат корневой и концевой нервюр к длине крыла L :

$$\operatorname{tg} \chi = \frac{x_0 - x_K}{L}; \quad (2.60)$$

$$\operatorname{tg} \beta^B = \frac{y_0^B - y_K^B}{L}; \quad (2.61)$$

$$\operatorname{tg} \beta^H = \frac{y_0^H - y_K^H}{L}. \quad (2.62)$$

Данные расчета заносят в таблицу. Для обеспечения плавности контура необходимо рассчитывать большое число точек контура, особенно если длина хорды составляет несколько метров (5—6 м). Допустимым интервалом между точками считается не более 150—200 мм, а в зоне носка и еще менее. Как правило, интервал задается неравномерным, потому что нет необходимости в хвостовой части крыла сохранять тот же интервал, что и в носовой, так как в хвостовой части контур сечения приближается к прямой, а в носовой — интенсивно изменяется по кривизне. Считается рациональным и задавать базовые контуры сечений крыла и рассчитывать координаты точек промежуточных сечений при следующей разбивке (рис. 57): на участке 1 наносят четыре точки с интервалом через 0,25% хорды, на участке 2 — четыре точки с интервалом через 0,5%, на участке 3 —

пять точек с интервалом 1%, на участке 4 — четыре точки через 2%, на участке 5—21 точку через 4% [3]. Если хорда длиной 5 м, то на участке 1 точки задают с интервалом 12,5 мм (0,25%), а в хвостовой части — с интервалом 200 мм (4%).

Заполняемая табл. 2.5 включает графы, в которые вносят исходные данные для каждой процентной линии хорды. В гра-

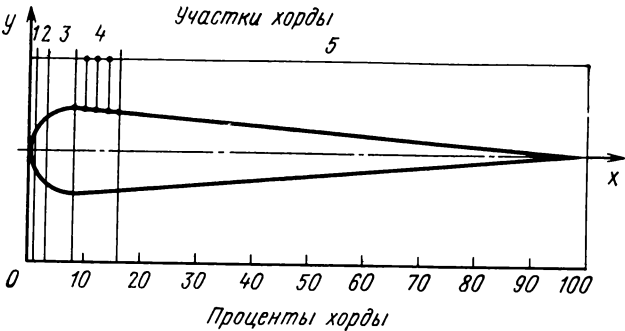


Рис. 57. Примерная разбивка хорды крыла на участки при определении ординат точек контура

фы 2, 3, 4, 5, 6 и 7 вносят координаты точек из заданных таблиц по корневой (x_0, y_0^B, y_0^H) и концевой (x_k, y_k^B, y_k^H) нервюрам; тангенсы углов (графы 8, 9, 10) подсчитывают по формулам (2.60), (2.61) и (2.62). Абсциссы и ординаты (графы 11, 12 и 13) точек контура по рассматриваемому промежуточному сечению (по нервюре № 4, рис. 56) определяют по уравнениям (2.57), (2.58), (2.59).

Угол χ для любой точки контура на корневой нервюре (или нахождение для нее направления образующей) может быть определен через координаты вершины P поверхности (см. рис. 56),

Таблица 2.5

Данные по расчету координат точек промежуточных сечений агрегата крыла

% хорды	x_0	x_k	y_0^B	y_0^H	y_k^B	y_k^H	$\text{tg} \chi$	$\text{tg} \beta^B$	$\text{tg} \beta^H$	Координаты точек по промежуточному сечению		
										x	y^B	y^H
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13

которые, как видно из геометрического построения и подобия треугольников, равны:

$$z_p = \frac{l_0}{1 - \frac{l_k}{l_0}}; \quad x_p = z_p \operatorname{tg} \chi_0. \quad (2.63)$$

Тангенс угла образующей, например, для точки M , лежащей на контуре 2, будет равен (см. рис. 56)

$$\operatorname{tg} \chi_M = \frac{x_p - x_M}{z_p}. \quad (2.64)$$

Если поверхность крыла имеет коническую форму и вершина P является общей и для плановой и для боковой проекции плаза, координаты вершины можно использовать также и для определения углов β . Так, для произвольной точки M

$$\operatorname{tg} \beta_M = \frac{y_M}{z_p} \quad (2.65)$$

Описанный способ определения точек промежуточного контура не является единственным. Существует способ, позволяющий для фиксированного положения образующей (процентной линии) сразу получить точки контура всех промежуточных нервюр на плазе совмещенных сечений.

На рис. 58 показаны три основные проекции крыла. Отложим 20% длины хорды на корневой и концевой нервюрах (на плановой проекции), обозначим эти точки M_0 и M_k ; соединив их, получим прямолинейную образующую (процентную линию). Затем спроектируем точки M_0 и M_k на плаз совмещенных сечений; соединив их, получим проекцию образующей. На плановой проекции крыла показаны оси четырех промежуточных нервюр (1, 2, 3, 4); их пересекает образующая $M_0 M_k$ под углом χ (точки пересечения $1', 2', 3', 4'$). Точки пересечения $1', 2', 3', 4'$ проектируем на проекцию образующей $M_0 M_k$ на плазе совмещенных сечений и получим, таким образом, по одной точке контура поперечного сечения всех четырех нервюр. Для получения других точек проведем другую образующую на плановой проекции. На рис. 58 дана образующая $N_0 N_k$, совпадающая с процентной линией 80% хорды. Проектируя точки ее пересечения с осями нервюр ($1'', 2'', 3'', 4''$) на плаз совмещенных сечений, на проекции образующей $N_0 N_k$ получаем вторые точки контура сечения всех четырех нервюр. Так, продолжая проводить образующие по разным процентным линиям в количестве, указанном на рис. 57, на плазе совмещенных сечений можно получить достаточное для вычерчивания контуров число точек сечений всех нервюр. Координаты точек и длины проекций получают графически, но для контроля их можно получить и расчетным путем.

В качестве заданных величин имеем: x_{M_0} , x_{M_k} , y_{M_0} , y_{M_k} . Длина s проекции образующей $M_0 M_k$ (луча) на плазе совмещенных

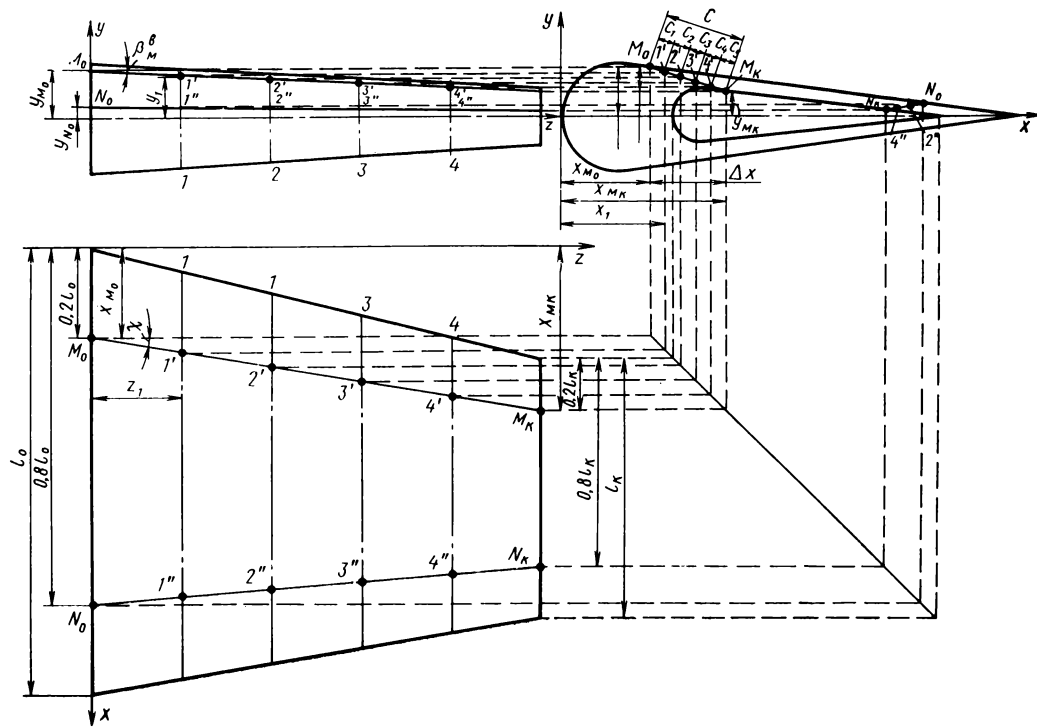


Рис. 58. Определение координат точек контуров сечений промежуточных нервюр

сечений из геометрических построений (см. рис. 58) равна:

$$c = \sqrt{(x_{M_k} - x_{M_0})^2 + (y_{M_0} - y_{M_k})^2} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}. \quad (2.66)$$

Для контроля можно определить на луче c длины c_1, c_2, c_3, c_4 проекции участков образующей M_0M_k от корневой нервюры до нервюры № 1, от нервюры № 1 до нервюры № 2 и т. д. Так, длина c_1 (см. рис. 58) будет равна

$$c_1 = \sqrt{(x_1 - x_{M_0})^2 + (y_{M_0} - y_1)^2}. \quad (2.66a)$$

Координаты x и y пересечения образующей M_0M_k с осью нервюры № 1 можно выразить на основании уравнений (2.57) и (2.58):

$$x_1 = x_{M_0} + z_1 \operatorname{tg} \chi; \quad (2.67)$$

$$y_1 = y_{M_0} - z_1 \operatorname{tg} \beta^a. \quad (2.68)$$

С учетом этого получим

$$c_1 = z_1 \sqrt{\operatorname{tg}^2 \chi + \operatorname{tg}^2 \beta^a}. \quad (2.69)$$

Углы χ и β^a определяются по уравнениям (2.60) и (2.61) в зависимости от координат точек пересечения данной процентной линии с плоскостями корневой и концевой нервюры.

В плазовых цехах используется упрощенная методика определения точек контура промежуточных нервюр на луче c без построения боковой и плановой проекций. Луч c можно получить на расчерченном плазе совмещенных сечений по координатам точек M_0 и M_k , которые заданы таблицей координат. Точки M_0 и M_k соединяют прямой, получая луч c — прсекицию образующей (20% длины хорды на рис. 59). Далее дают дополнительное построение: делают разрез $A-A$ крыла по образующей и располагают его так, чтобы плоскости корневой и концевой нервюр были параллельны проекции образующей на плазе совмещенных сечений (см. рис. 59). Образующая в таком сечении располагается под углом γ к нормали, соединяющей базовые сечения; тангенс этого угла равен отношению длины луча c на плазе совмещенных сечений к длине L крыла:

$$\operatorname{tg} \gamma = c/L. \quad (2.70)$$

Тогда отрезки c_1, c_2, c_3 на проекции образующей можно определить так:

$$c_1 = z_1 \operatorname{tg} \gamma = z_1 \frac{c}{L}; \quad c_2 = z_2 \frac{c}{L}; \quad c_3 = z_3 \frac{c}{L}. \quad (2.71)$$

Длина L крыла задается, а длину c луча определяют по уравнению (2.66).

Таким образом, графическое построение и аналитические расчеты дополняют друг друга и обеспечивают контроль полученных на плазе построений.

В настоящее время проводятся изыскания новых методов математического задания и расчета теоретических контуров самолетов с учетом минимизации числа параметров, определяющих сложные контуры, и возможности использования стандартных программ и математического обеспечения существующих ЭВМ и сервисных устройств как при проектировании самого самолета, так и при проектировании технологических процессов и технологического оснащения для его изготовления с применением оборудования с программным управлением.

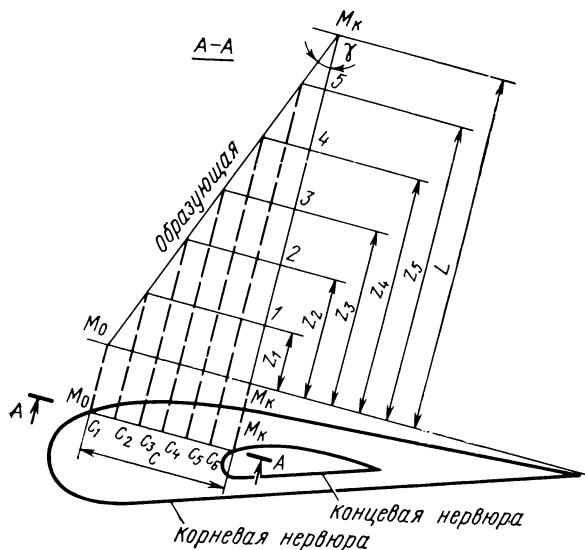


Рис. 59. Определение координат точек контуров сечений промежуточных нервюр путем дополнительного сечения крыла по образующей

К расчерчиванию теоретических плазов предъявляют следующие требования по точности:

- расположение координатных и конструктивных осей $\pm 0,1$ мм, отклонения их от прямолинейности $\pm 0,12$ мм;
- нанесение координат точек $\pm 0,15$ мм;
- ширина контурных линий $0,15$ мм;
- расстояние между параллельными линиями координатной сетки $\pm 0,15$ мм.

Итак, теоретический плаз дает увязанные и проверенные внешние обводы планера самолета, которые принимают как эталонные. Внешний обвод служит базой для увязки размеров и расположения всех деталей внутреннего силового набора, сопряженного с внешним обводом. Точность обводов по отношению к исходным данным теоретического чертежа не очень высока, но эта погрешность является общей для всех обводообразующих деталей и узлов и поэтому она не влияет на точность увязки. Весь контроль обводов ведется относительно теоретического плаза; производство обязано выполнить обводы в пределах за-

данных допусков относительно эталонного обвода, заданного теоретическим плазом.

С теоретического плаза безразмерным способом копируют внешние контуры всех поперечных сечений агрегатов для того, чтобы внутри этих контуров (нервюр, шпангоутов) увязать и расчертить также в натуральную величину все элементы конструкции, входящие в него. Эту функцию (увязку конструкции по сечениям шпангоутов, нервюр и др.) выполняет так называемый *конструктивный плаз*.

Конструктивный плаз. Разбивка конструктивного плаза начинается с копирования с теоретического плаза координатных и конструктивных осей узла и его теоретического контура. На рис. 60, а показана разбивка, копируемая с теоретического плаза на заготовку конструктивного плаза нервюры. Копирование производят фотоконтактным способом, поэтому заготовкой конструктивного плаза является специальный листовой прозрачный материал — винипроз. Затем внутри теоретического контура нервюры тушью вычерчивают все детали нервюры и сечения проходящих через нее продольных силовых элементов (см. рис. 60, б). Показывают толщину обшивки, вычерчивают сечения стрингеров, лонжеронов, контуры стенок, деталей, соединяющих стенку с обшивкой и стрингерами, и другие детали; показывают оси заклепок и болтов. Вычерчиванием всех деталей узла в натуральную величину производят конст-

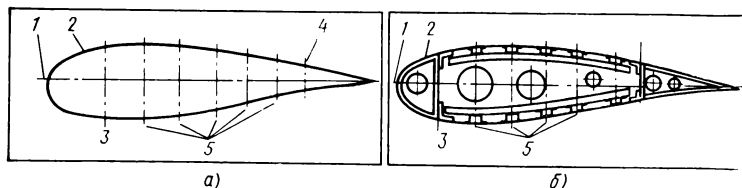


Рис. 60. Конструктивный плаз нервюры крыла:

а—разбивка на заготовке, получаемая фотоконтактным способом с теоретического плаза; б—конструктивный плаз с вычерченными деталями внутри теоретического контура; 1—хорда; 2—теоретический контур; 3—ось переднего лонжерона; 4—ось заднего лонжерона; 5—оси стрингеров

руктивную увязку деталей и узла в целом, узла больших размеров и сложных контуров со сравнительно строгими допусками на внешние обводы. Увязку такого узла обычным способом при помощи размеров и допусков на них произвести не представляется возможным.

На конструктивном плазе показывают ряд технологических отверстий: направляющих, инструментальных, сборочных, шпилечных, базовых; наносят разнообразную информацию.

Вычерчивание внутри теоретического обвода узла начинают с построения контуров сечений продольных элементов агрегата, пересекающих плоскость узла. Существенной особенностью

здесь является то, что сечения элементов должны быть показаны часто не в истинном виде, а под тем углом, под которым они выходят на плоскость узла. На рис. 61 показано сечение по шпангоуту конической части фюзеляжа. На конструктивном плазе такого шпангоута должна быть показана обшивка переменного сечения, хотя в действительности обшивка в этой зоне по-

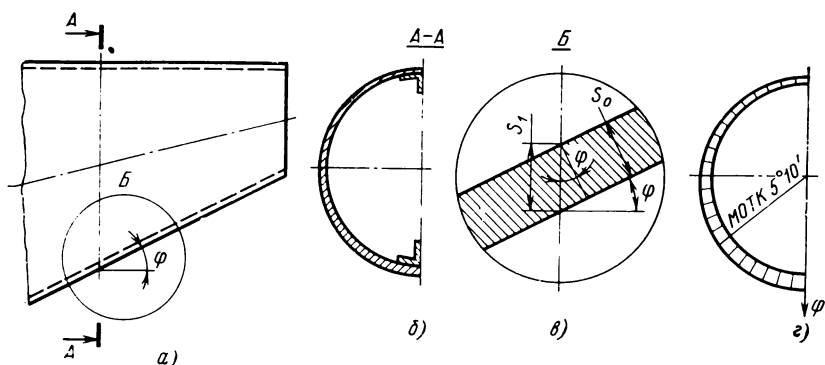


Рис. 61. Влияние малок на контуры сечения продольных элементов (обшивок, стрингеров) на конструктивном плазе:

а—боковая проекция отсека фюзеляжа; *б*—конструктивный плаз; *в*—узел *Б* в увеличенном виде; *г*—эпюра изменения малок по контуру шпангоута и шифр сведений о малках на плазе

стоянна по толщине. В нижней части по нулевому батоксу обшивка в сечении будет иметь толщину (см. рис. 61, *в*):

$$s_1 = \frac{s_0}{\cos \varphi}, \quad (2.72)$$

где s_1 — толщина обшивки в сечении; s_0 — номинальная толщина обшивки; φ — малка (угол между образующей и плоскостью строительной горизонтали).

В верхней зоне нулевого батокса толщина s должна быть близка к номинальной толщине, так как здесь малка близка к нулю. В нижней зоне первого батокса толщина будет меньше, чем на нулевом батоксе, но больше, чем в зоне второго батокса.

На рис. 61, *г* показаны малки на различных участках теоретического контура шпангоута. В соответствии с этими углами должны корректироваться при вычерчивании конструктивного плаза не только толщина обшивки, но и сечения стрингеров. В нижней части шпангоута высота стрингера окажется больше, чем в верхней части, хотя номинальная их высота одинакова. Величина малок отмечается их осями на краю теоретического контура конструктивного плаза. Величина малок рассчитывается с точностью до минут. Для облегчения вычерчивания обшивки в сечениях по плоскостям нервюр и шпангоутов плазовые це-

хи имеют таблицы, связывающие толщины в сечениях с величиной номинальной толщины и величиной малки.

Вычерчивание сечений стрингеров более сложно; кроме искажения размеров сечения в зависимости от величины малок стрингеры, устанавливаемые на изделие обычно немалкованными, оказываются закрученными вдоль агрегата вследствие изменения его формы и кривизны. Для построения контуров сечений стрингеров и лонжеронов на конструктивных плазах нервюр и шпангоутов используют правила проекционного черчения и специальные графоаналитические приемы [3].

Сечения продольных элементов изображают в натурном виде только на цилиндрической части фюзеляжа. Во всех других частях планера продольные элементы подходят к плоскости поперечного силового узла (нервюры, шпангоута) под углом, не равным 90° , следовательно, в искаженном виде, причем этот угол подхода изменяется вдоль теоретического контура, поэтому изменяются и искаженные размеры сечения.

Под *малкой* в самолетостроении понимают разность между действительным углом детали, узла, агрегата и углом 90° . Если эта разность больше нуля, то такую малку называют *положительной, или открытой* (рис. 62, а); если разность меньше нуля, то такую малку называют *отрицательной, или закрытой* (рис. 62, в). Против осей малок на конструктивных плазах, а затем и на шаблонах ставят численное значение малок, используя шифр: буква «М» означает «малка», «ОТК» — открытая, «ЗАК» — закрытая, далее указывают значение малки — градусы и минуты. Пример обозначения приведен на рис. 61, г.

После нанесения сечений продольных элементов, пересекающих плоскость узла, размечают и наносят контуры деталей, которые находятся в плоскости узла: внешний и внутренний контуры деталей нервюр или шпангоутов, контур стенок, профилей жесткости, окантовок и др. Наибольшую сложность для вычерчивания представляют контуры деталей, соединяющихся по бортам с обшивкой. Как было показано, вследствие непостоянства малки линия внутренней кромки обшивки не является эквидистантной по отношению к теоретическому контуру. При неравномерной малке борта деталей нервюр и шпангоутов вдоль обвода будут иметь также непостоянный угол по отношению к стенке, поэтому их контур также не будет эквидистантной по отношению к теоретическому контуру. Следовательно, положение контуров деталей, сопрягаемых с теоретическим обводом, в двух случаях может быть эквидистантно последнему — на цилиндрической части фюзеляжа, когда малка равна нулю, или на конической части, когда малка вдоль контура постоянна. Во всех других случаях положение контуров деталей, связанных с обшивкой, будет определяться в каждой данной точке контура величиной малки.

Различные контуры на конструктивном плазе имеют назва-

ния, совпадающие с названием шаблонов, на которых воспроизведен этот контур. Наружный теоретический контур совпадает с контуром *основного шаблона*, *шаблона контрольно-контурного (ШКК)*. Это контур, который образуется пересечением агрегата плоскостью, проходящей по оси узла (на рис. 62 — по оси шпангоута). Далее идут детали, лежащие в плоскости узла. На рис. 62 показана одна деталь — деталь шпангоута 2, соединенная с обшивкой 1; деталь имеет борт, который подходит к обшивке под углом, большим, равным и меньшим 90° . На рис. 62, а борт имеет открытую малку ($+\varphi$), на рис. 62, б — нулевую малку ($\varphi=0$), на рис. 62, в — закрытую малку ($-\varphi$).

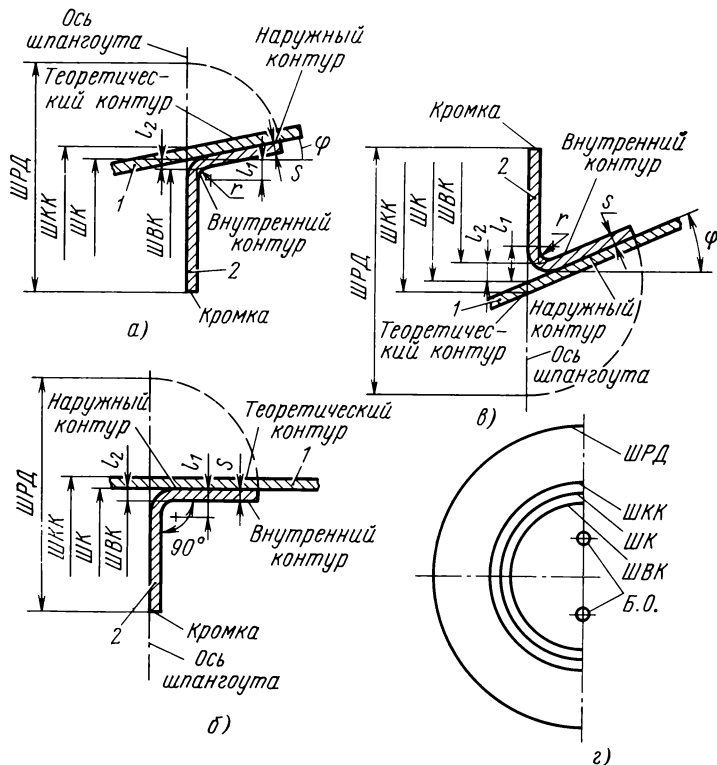


Рис. 62. Контурь ШКК, ШК, ШВК, ШРД деталей, лежащих в плоскости конструктивного плаза шпангоута:

а—для детали с открытой малкой $+\varphi$; б—для детали с нулевой малкой ($\varphi=0$); в—для детали с закрытой малкой $-\varphi$; г—контурь ШКК, ШК, ШВК и ШРД на конструктивном плазе (при $\varphi=0$); 1—обшивка; 2—деталь шпангоута, соединяемая с обшивкой

На конструктивном плазе в плоскости узла вычертить контуры этих деталей не очень просто, тем более, когда борта их имеют переменную по контуру малку (см. рис. 61, г). Деталь

имеет три контура (см. рис. 62): наружный, соприкасающийся с обшивкой, внутренний, совпадающий с внутренней поверхностью борта, и кромку — линию обреза детали. Наружный контур детали называют *контуром ШК*, его воспроизводят на шаблоне контура шпангоута. Этим контуром считают линию пересечения наружной поверхности борта с плоскостью шпангоута. Расстояние l_1 до контура ШК от центра радиуса закругления борта равно (см. рис. 62, в):

$$l_1 = (r + s) \operatorname{tg} \frac{90 \pm \varphi}{2} = (r + s) \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}, \quad (2.73)$$

где r — внутренний радиус закругления борта; s — толщина борта; α — центральный угол изгиба борта; φ — малка.

Как видно из уравнения (2.73), полнота контура ШК изменяется с изменением малки; контур не будет окружностью (при круглом фюзеляже), если малка по шпангоуту является переменной. Контур ШК остается окружностью только при нулевой или постоянной малке (см. рис. 62, б).

Внутренним контуром шпангоута является *контур ШВК*. Его воспроизводят на шаблоне внутреннего контура детали шпангоута. Этим контуром считают линию пересечения внутренней поверхности борта с плоскостью внутренней стенки детали шпангоута (см. рис. 62). Расстояние l_2 контура ШВК от контура ШК равно толщине борта только в случае, если малка $\varphi = 0$ (см. рис. 62, б). Во всех других случаях расстояние l_2 равно

$$l_2 = s \operatorname{tg} \frac{90 \pm \varphi}{2}. \quad (2.74)$$

Кроме контуров ШК и ШВК детали шпангоута на конструктивном плазе вычерчивают *контур ШРД*, который воспроизводится на шаблоне развертки детали. Наружный контур ШРД образуется разверткой борта шаблона по нейтральному слою на плоскость шпангоута (см. рис. 62); внутренний контур ШРД совпадает с кромкой детали 2, и его вычерчивают на конструктивном плазе без всяких искажений, независимо от величины и направления малки. Наружный контур ШРД от линии изгиба борта (размер l_3 на рис. 63), как видно из построения, будет равен

$$l_3 = b + l_0, \quad (2.75)$$

где b — длина прямолинейного участка борта; l_0 — длина криволинейного участка борта, которая определяется так:

$$l_0 = (r + ks) \frac{\pi (90 \pm \varphi)}{180}, \quad (2.76)$$

где k — коэффициент, характеризующий положение нейтрального слоя при гибке; при радиусах гибки $r \leq 3s$ (s — толщина детали) коэффициент k принимают равным $\sim 0,445$.

Однако при расчерчивании конструктивного плаза наружный контур ШРД часто рассчитывается на базе контура ШК. Это более удобно, так как формулы для расчета контура содержат значения малок, которые переносят или с теоретического плаза, или с теоретического чертежа на конструктивный плаз. Расстояние l_4 от контура ШК до контура ШРД равно (рис. 63):

$$l_4 = a - [2(a - b) - l_0]. \quad (2.77)$$

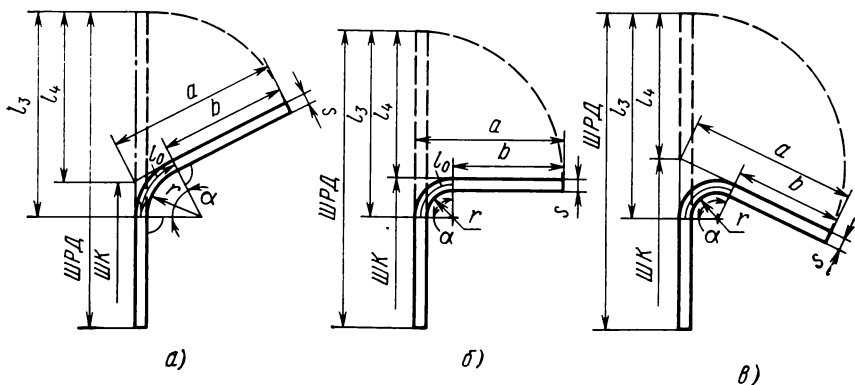


Рис. 63. К расчету контура ШРД для деталей с открытой (а), нулевой (б) и закрытой (в) малками ф на базе центра радиуса закругления борта и на базе контура ШК

Длина l_0 криволинейного участка определяется уравнением (2.76):

$$l_4 = 2b - a + (r + ks) \frac{\pi(90 \pm \varphi)}{180} \quad (2.78)$$

Во всех случаях следует принимать знак «+» для закрытой малки ф, знак «—» для открытой малки.

Контур ШК, ШВК и ШРД вычерчивают по точкам, координаты которых определяют по осям малок. Дополнительные точки между осями малок могут быть рассчитаны по значениям малок, указанным на осях слева и справа от точки, при использовании правил интерполирования. Все эти контуры связаны с теоретическим контуром агрегата и определяются им. Он является конструкторской базой, от которой ведется вся увязка конструкции на всей площади, ограниченной теоретическим обводом.

На конструктивном плазе, кроме контуров, связанных с обводом, вычерчивают все линии обрезки деталей с тем, чтобы их можно было собрать в узел с обеспечением нужных зазоров; вычерчивают нужные сечения для выявления и лучшего понимания конструкции узла.

На рис. 64 показана часть нервюры, на которой видно большое число контуров и линий обрезки деталей, которые увязывают без постановки размеров. В угольнике 1, при помощи которого соединяют обшивку со стенкой нервюры, даны вырезы 1' под стрингеры, линии 1'' — обрезки по торцу, линия 1''' обрезки по внутреннему контуру. Угольники 2, соединяющие стенку шпангоута со стрингером, имеют непростые контуры и на плазе-чертеже в плоскости узла и в разрезе. Стенка 3, окантовка 4,

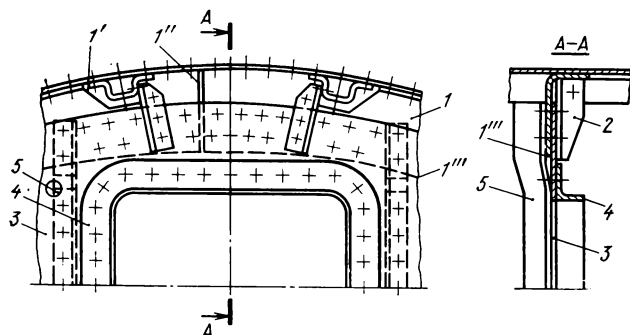


Рис. 64. Увязка контуров деталей, лежащих в плоскости конструктивного плаза центральной части нервюры

профиль жесткости 5 — контуры всех этих деталей должны быть подробно вычерчены на конструктивном плазе из того расчета, чтобы далее все разбивки чертежа на плазе безразмерно копировать на шаблоны, а с шаблонов копировать все контуры на технологическую и контрольную оснастку.

Шаблоны и их применение. Шаблоны являются жесткими носителями формы и размеров деталей. Их изготовляют из листовой стали толщиной 1,5 мм, и они несут на себе форму и размеры отдельных контуров деталей и узлов в целом. Контуры шаблонов копируют фотоконтактным способом с плазовых разбивок.

Шаблоны разделяются на *основные и производственные*. К первым относятся ШКК — шаблоны контрольно-контурные. По своему геометрическому построению ШКК полностью повторяет разбивку конструктивного плаза данного узла; разница заключается в том, что конструктивный плаз расчерчен на прозрачном материале и не обработан по теоретическому контуру, а ШКК — сделан из стали и обработан по теоретическому контуру (рис. 65). Учитывая идентичность плазовых разбивок на конструктивном плазе и ШКК, иногда в целях сокращения цикла подготовки производства изготовляют только ШКК.

ШКК, как и все другие шаблоны, изготовляют в плазовом цехе; его не выдают в производственные цехи. Он служит как бы вторичным по отношению к теоретическому плазу эталоном,

предназначенным для увязки и контроля всех шаблонов данного узла — шпангоута или нервюры. Комплект шаблонов, изготовляемых для производства деталей и сборки из них узла, называется *узловым комплектом шаблонов*. Комплект шаблонов, изготовляемых для производства какой-либо детали узла, называется *подетальным комплектом*. Первоисточником обоих комплектов является ШКК.

Номенклатура производственных шаблонов включает десять наименований [7, 15].

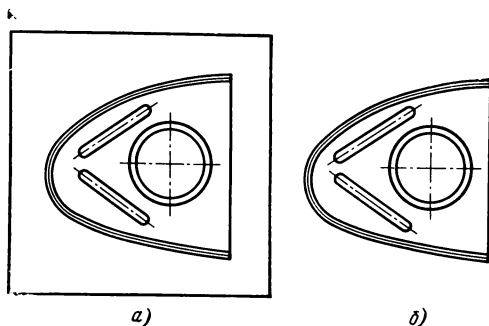


Рис. 65. Конструктивный плаз (а) и шаблон ШКК (б) носовой части нервюры

1. *Шаблон контура* — ШК; соответствует наружному контуру борта детали, сопрягаемой с обшивкой; отличается от контура ШКК на толщину обшивки с поправкой на малку.

2. *Шаблон внутреннего контура* — ШВК; соответствует внутреннему контуру детали, сопрягаемой с обшивкой; отличается от контура ШКК на толщину обшивки и толщину борта детали, сопрягаемой с обшивкой, с поправками на малку. От контура ШК отличается на толщину борта детали с поправкой на малку.

3. *Шаблон развертки детали* — ШРД; соответствует контуру детали, сопрягаемой с обшивкой, после развертки борта на плоскость.

4. *Шаблон заготовки* — ШЗ; представляет контур плоской заготовки для детали сложной формы, изготовляемой вытяжкой, формовкой, обтяжкой; контур отрабатывается в производственных цехах ввиду сложности применения аналитических расчетов.

5. *Шаблон фрезерования* — ШФ; соответствует или эквидистантен контуру ШРД или ШЗ.

6. *Шаблон контура сечения* — ШКС; соответствует контуру ШКК, ШК или ШВК, имеет чаще не выпуклый, а вогнутый рабочий контур, являясь как бы контур-шаблоном по отношению к названным. Комплект ШКС, собранный в каркас, называется каркасным шаблоном ШКС.

7. *Шаблон гибки — ШГ*; соответствует контуру ШК или ШВК профильных или трубчатых деталей, имеющих кривизну в одной плоскости.

8. *Шаблон обрезки и кондуктор для сверления отверстий — ШОК*; соответствует форме и размерам деталей, может иметь пространственную, как и деталь форму; чаще всего накладывается на деталь для разметки контура обрезки или для сверления отверстий.

9. *Шаблон приспособления — ШП или шаблон монтажно-фиксирующий — ШМФ*; соответствуют контурам ШКК или ШК в зависимости от назначения.

10. *Шаблоны разные — ШР*; в зависимости от применения соответствуют различным контурам; могут быть плоские и пространственные.

Кроме контуров детали или узла на шаблонах наносят разнообразную информацию, переносимую с конструктивного плаза; в нанесении информации по инструциям принято большое число условных обозначений и сокращений в названиях отдельных элементов чертежа детали или узла. Назовем основную группу информации и принятые условные обозначения.

На шаблонах наносят полностью: название шаблона (ШКК, ШК, ШВК...), шифр изделия и номер чертежа, количество на самолет. Сведения о бортах: буква «Б» на краю шаблона означает наличие борта; шифр Б20Р3Н означает: борт высотой 20 мм, радиус сопряжения со стенкой 3 мм, отгибается вниз. Шифр «НБ» означает отсутствие борта по контуру детали, БПЕР — борт переменный, СБ20° — срез борта под углом 20°, ПБ — переход борта. Условные обозначения стверстей; БО — базовые; ИО — инструментальные, СО — сборочные, НО — направляющие, ШО — шпилечные, Д20 — отверстие диаметром 20 мм без отбортовки. Нормализованные отверстия облегчения обозначаются номером нормали с указанием диаметра (14СТ, 160СТ и др.); отверстия облегчения глухие обозначают двумя концентрическими линиями, с отверстием — тремя концентрическими линиями. Нестандартные отверстия облегчения обозначают двумя контурами, на одном из которых набивают цифру ноль с определенным шагом, что обозначает линию обреза.

Рифты жесткости обозначают двумя буквами РФ — с последующим указанием его размеров; РФ10Р12Н — рифт высотой 10 мм с внутренним радиусом — 12 мм, направлен вниз. Подсечки обозначают буквой П; П2В означает: подсечка 2 мм обращена вверх.

На рис. 66 показан шаблон ШВК, на котором нанесена указанная выше информация. Рабочие контуры шаблонов изготавливают с точностью (на сторону): ШКК относительно теоретического плаза — 0,2 мм; ШК относительно ШКК — 0,2 мм; ШВК относительно ШКК + 0,2; ШРД относительно ШК + 0,3 мм; ШКС относительно ШКК — 0,2 мм; ШФ относительно ШРД

—0,5 мм. Для самолетов со скоростью полета более 1000 км/час допуск на изготовление шаблонов уменьшают на 30÷50%.

Конструктивные оси наносятся с точностью: стрингеров, малок, оси вращения элеронов, рулей и др. $\pm 0,2$; оси вырезов отверстий облегчения, выштамповок $\pm 0,5$. Базовые отверстия сверлятся с точностью расположения $\pm 0,15$ мм, сборочные, инструментальные, шпильчные $\pm 0,2$ мм, направляющие $\pm 0,3$ мм.

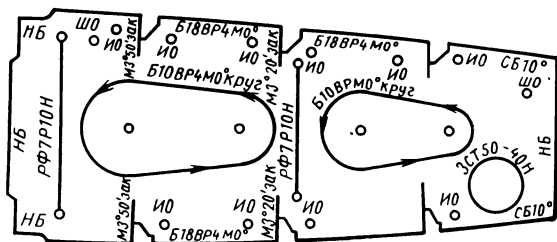


Рис. 66. Шаблон ШВК средней части нервюры с иллюстрацией условных обозначений отверстий, малок, бортов, рифтов, вырезов

Комплект шаблонов по каждому поперечному сечению агрегата увязывают по базовым отверстиям. Все шаблоны данного сечения, будучи закоординированы по базовым отверстиям (см. рис. 62, *з*), должны иметь расстояния между кснтурами, соответствующие расчетным с учетом разрешаемого допуска. Контроль производят при помощи переносного микроскопа с окулярной шкалой или индикаторным прибором с точностью $\pm 0,05$ мм. Координатные отверстия изготавливают с расстоянием друг от друга, кратным 50 мм, чтобы можно было использовать координацию шаблонов на плаз-кондукторе. Такая проверка обеспечивает согласованность шаблонов узлового и детального комплектов.

Увязку контуров шаблонов разных сечений проводят также на основе базовых отверстий; таким образом согласовывают комплект шаблонов ШКС по разным сечениям агрегата, предназначенных для изготовления обтяжного пуансона или макета поверхности, и комплект шаблонов ШП, предназначенных для изготовления сборочного приспособления агрегата.

Контуры шаблонов непосредственным копированием переносят на технологическую и контрольную оснастку. По названию шаблонов и характеру контуров, которые они несут, можно судить о их назначении. Взяв за основу конструктивный план по отдельным сечениям агрегата, все его детали и узлы можно разделить на две группы: детали и сам узел, лежащие в плоскости поперечного сечения, изображенные внутренними и наружными

контурами на конструктивном плазе, детали и узлы силового поперечного набора каркаса планера — нервюры и шпангоуты; детали и узлы, пересекающие отдельные поперечные сечения агрегатов, проходящие вдоль агрегатов (крыла, фюзеляжа), детали и узлы продольного силового набора каркаса, которые на конструктивном плазе оставляют лишь контуры сечений. — стрингеры, обшивки, панели, лонжероны, бимсы, полы и другие про-

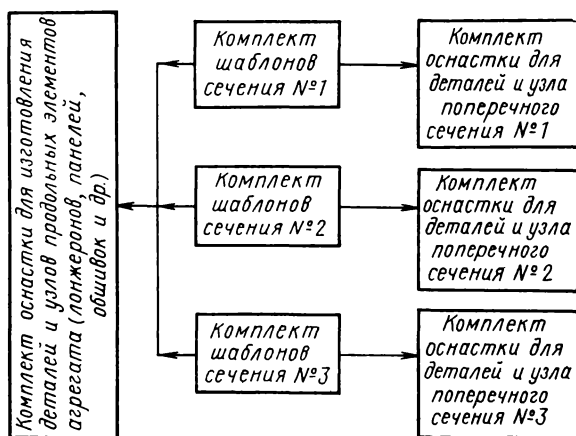


Рис. 67. Схема использования шаблонов для изготовления технологической и контрольной оснастки

долные перегородки и силовые элементы. Детали, соединяющие продольные и поперечные силовые элементы, относятся обычно к поперечным узлам.

Вполне очевидно, что технологическую и контрольную оснастку для изготовления деталей и сборки узла поперечного силового набора можно изготовить по шаблонам только данного одного сечения. Наоборот, оснастку для изготовления деталей и сборки узлов продольного силового набора и для общей сборки самого агрегата можно изготовить только, используя шаблоны нескольких соседних, а в некоторых случаях и всех поперечных сечений агрегата. На рис. 67 показана схема использования шаблонов агрегата, иллюстрирующая указанное разделение деталей и узлов на две группы.

Далее в каждой группе намечается разделение шаблонов по назначению: шаблоны, применяемые для изготовления детальной оснастки, и шаблоны, применяемые для изготовления сборки узлов и агрегата в целом. По шаблонам нескольких поперечных сечений изготавливают пуансоны для обтяжки обшивок и стрингеров (ШКС, ШГ), контрольные приспособления для них, сборочные приспособления для лонжеронов, панелей, стпель

общей сборки агрегата (ШП, ШМФ). Здесь различают комплекты шаблонов ШКС для изготовления пуансонов, комплект шаблонов ШП для сборки отдельных узлов и для стапеля общей сборки. По шаблонам комплекта одного данного поперечного сечения агрегата изготавливают штампы для всех деталей шпангоута (ШК, ШВК, ШРД, ШФ и др.) и сборочное приспособление для сборки шпангоута (ШП, ШМФ); здесь также различают детальные комплекты шаблонов, комплекты для сборочных приспособлений.

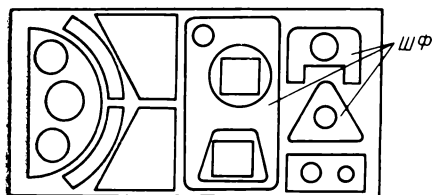


Рис. 68. Групповой раскрой деталей с использованием шаблонов ШФ, соответствующих по своим контурам ШРД или ШЗ

Рассмотрим основное назначение шаблонов и способы применения их для изготовления технологической и контрольной оснастки.

Шаблоны ШРД и ШЗ предназначены для изготовления вырубных штампов и шаблонов фрезерования, применяемых при производстве плоских заготовок и разверток деталей пространственных форм.

Небольшие и средние (до 400—500 мм) заготовки деталей штампуют на вырубных штампах, пуансоны и матрицы которых по своим очертаниям имеют контуры ШРД и ШЗ. Детали больших размеров (до нескольких метров) из алюминиевых сплавов фрезеруют пакетом на радиально-фрезерных станках, используя метод так называемого группового раскроя. В качестве копиров при фрезеровании применяют шаблоны фрезерования, изготавливаемые по контурам ШРД и ШЗ.

На рис. 68 показан комплект шаблонов ШФ, закрепленный на групповом копире, который накладывают на пакет листов, а затем, обводя ШФ фрезерной головкой, фрезеруют в пакете пальцевой фрезой канавку (см. рис. 17). Контуры ШФ непосредственно копируют на плоские заготовки. Контроль заготовок производят сравнением их контура с контуром ШРД.

Таким образом изготавливают плоские детали и заготовки для пространственных деталей шпангоутов, нервюр, лонжеронов и других узлов. Шаблон ШВК предназначен для изготовления пуансонов и формблоков формоизменяющих операций листовой штамповки. Весьма типичным примером является использование ШВК при изготовлении формблоков, на которых штампуют резиной детали шпангоутов и нервюр. На рис. 69 показана схема перенесения контура ШВК на формблок для штамповки деталей с открытой, нулевой и закрытой малкой. Сначала изготавливают заготовку формблока 2 без закругления кромки по радиусу. Точки М ШВК должны располагаться на пересечении верхней плоскости формблока и образующей торцевой его по-

верхности. Угол малки по осям обозначен на кромке ШВК; в случае переменной малки обработку торца формблока производят по осям указанных малок, а в промежутке между осями обработку ведут на плавность. Для установки шаблона на заготовке формблока используются шпилечные отверстия.

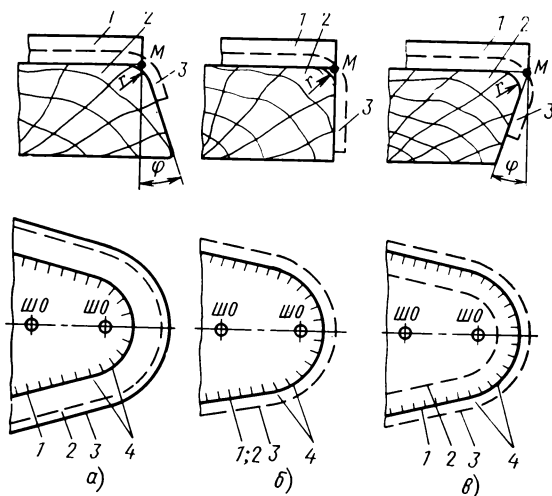


Рис. 69. Схема изготовления формблоков с помощью шаблонов ШВК:

а—с открытой малкой; б—с нулевой малкой; в—с закрытой малкой; 1—шаблон ШВК; 2—формблок; 3—штампующая деталь; 4—оси малок; М—точки контура ШВК (см. рис. 62)

Шаблон ШК используют при изготовлении матриц штампов и контрольных приспособлений для деталей каркаса, отштампованных на формблоках; от точного выполнения указанных малок зависит качественное сочленение деталей с обшивкой.

На рис. 70 дана схема установки элементов приспособления для контроля малок борта деталей по осям, указанным на кромке шаблона ШК. По осям малок, отмеченных на ШК, на основании приспособления устанавливают и закрепляют ограничители контура 2, имеющие малки в соответствии с указаниями ШК. После удаления шаблона на основание укладывают контролируемую деталь, прижимают ее к ограничителям и проверяют щупом наличие зазора между бортом и ограничителем. Точки М должны располагаться на пересечении плоскости основания приспособления с образующей борта, как показано на рис. 70.

Назначение шаблонов ШКС — весьма разнообразно. Они используются для контроля деталей и при изготовлении и контроле обтяжных пуансонов, гипсовых и деревянных моделей свин-

цово-цинковых штампов, самих свинцово-цинковых штампов, формблоков, оправок, макетов поверхностей, каркасных шаблонов ШКС и шаблонов ШОК. Шаблоны ШКС в зависимости от назначения изготавливаются как по внутреннему контуру деталей, так и по наружному; различают их по шифру: ШКСН — по наружному, ШКСВ — по внутреннему контурам детали. Наруж-

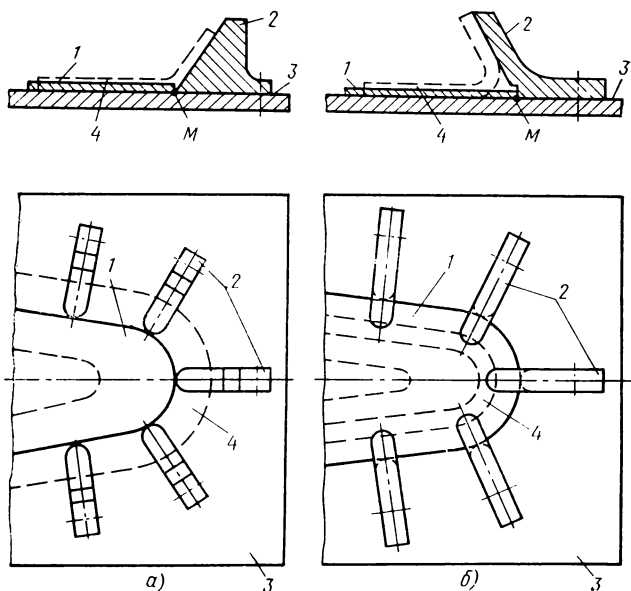


Рис. 70. Схема изготовления приспособления для контроля малок бортов деталей каркаса, сопрягаемых с обшивкой:
а—для деталей с открытой малкой; б—для деталей с закрытой малкой; 1—шаблон ШК; 2—ограничитель контура; 3—основание приспособления; 4—контролируемая деталь; М—точки контура ШК (см. рис. 62)

ным контуром является контур детали, обращенный к наружному обводу самолета. На рис. 71 показана схема контроля матрицы штампа и контроля детали профильного типа по двум крайним сечениям.

На рис. 72 представлен каркасный шаблон ШКС, предназначенный для контроля деталей пространственной формы; здесь отдельные поперечные и продольные шаблоны ШКС скреплены на одном основании по заданным дистанциям. Уложенную на шаблон деталь можно одновременно контролировать по многим сечениям. Аналогичным способом делают макеты поверхностей. Собирают каркас шаблонов на одном основании, а затем пространства между отдельными шаблонами каркаса заливают пескоклеевой массой или гипсом. Затем контур между торцами

шаблонов обрабатывают на плавность. Так же изготавливают пуансоны для обтяжки. По ШКС изготавливают поперечные и продольные лекала, которые собирают и закрепляют с определен-

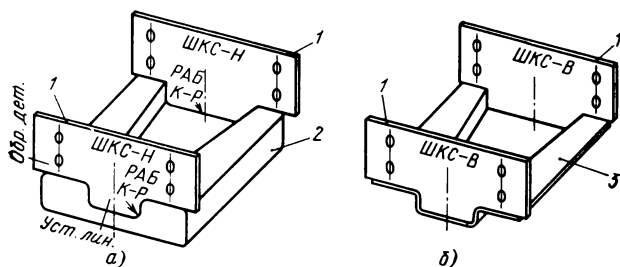


Рис. 71. Применение шаблона контура сечения (ШКС):

а—для контроля матрицы штампа; б—для контроля сечений детали; 1—шаблон ШКС; 2—матрица штампа; 3—профиль (деталь). Сбозначения на шаблонах: «ОБР. ДЕТ.» — обреза детали; «УСТ.ЛИН.»—установочная линия; «РАБ.К-Р» — рабочий контур

ной дистанцией на одном основании, а промежутки между ними заполняют пескоклеевой массой.

Шаблон гибки (ШГ) применяется для изготовления технологической оснастки для гибки деталей из профилированных полуфабрикатов, а также для контроля изогнутых деталей.

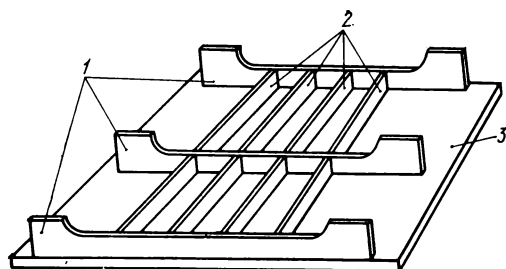


Рис. 72. Каркасный шаблон ШКС для контроля обводов деталей:

1—ШКС поперечных сечений; 2—ШКС продольных сечений; 3—основание

Шаблон обрезки и кондуктор (ШОК) является накладным шаблоном пространственной формы. По контуру этого шаблона размечают деталь после штамповки для обрезки припуска, а по кондукторным втулкам сверлят отверстия или размечают не-

круглые отверстия под вырезку. На рис. 73, *а* показана деталь профильного типа и ШОК для ее разметки под обрезку, сверления отверстий и разметки некруглого отверстия. На рис. 73, *б* показана деталь пространственной формы и ШОК для ее разметки под обрезку припуска и для сверления отверстий во фланце.

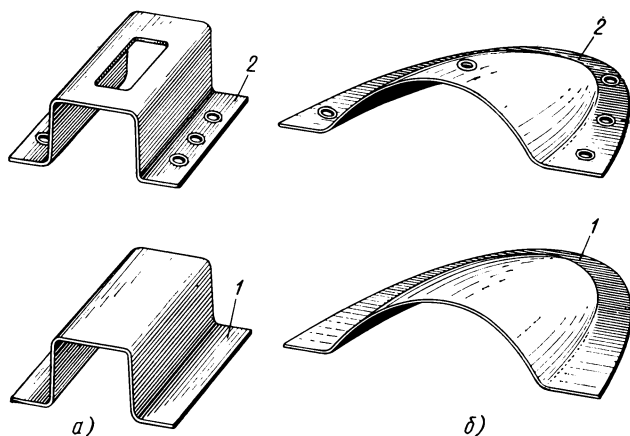


Рис. 73. Шаблон обрезки и кондуктор (ШОК):

а—для детали профильного типа; *б*—для детали типа зализа;
1—деталь; 2—ШОК

Шаблоны приспособлений (ШП) или шаблоны монтажно-фиксирующие (ШМФ) предназначены для изготовления элементов сборочных приспособлений и их монтажа. По ШП изготавливают мастер-плиты, заливают втулки в рубильниках, изготавливают монтажные плиты и т. д. На рис. 32 дан пример применения ШП. На нем показана установка и заливка цементом в рубильниках втулок при совмещении контура рубильника с контуром ШП. Подобным образом заливают втулки в мастер-плитах, используя сетку отверстий в шаблоне приспособления.

Теперь рассмотрим схемы увязки размеров узлов и агрегатов на основе плазово-шаблонного метода.

Схема увязки размеров при узловой сборке. Предположим, что собирают шпангоут, причем его внешние детали соединяют со стенкой по всему контуру так, что последующая сборка с обшивкой будет без реализации правила компенсации. Необходимо изготовить саблевидные угольники с бортами для соединения с обшивкой так, чтобы их контуры соответствовали контурам ложементов сборочного приспособления для шпангоута. Такую увязку обычно называют увязкой детальной или заготовительной и сборочной технологической оснастки.

На рис. 74 показана схема последовательности образования размеров $R_{д1}$ угольников 1 и размеров $R_{пр1}$ сборочного приспособления шпангоута: эти размеры должны быть увязаны. Изготовление стенки 2 шпангоута как необводообразующей детали не представляет трудностей в смысле точности ее размеров, так как сборку проводят не по отверстиям, а по ложементам сборочного приспособления при соблюдении правила компенсации. В зоне 1 схемы показано образование размера $R_{д1}$ угольника, в зоне 2 — изготовление стенки, в зоне 3 — сборка узла.

Как было отмечено ранее, контур шаблона ШРД образуют относительно контура ШК, все другие шаблоны изготавливают непосредственно по ШКК, что уменьшает погрешность увязки. Если, например, контур ШВК образовать относительно ШК, то погрешность контура ШК перейдет на контур ШВК и рассогласование последнего с контуром ШП увеличится. Образование контура развертки детали фрезерованием и ее штамповка резиной на формблоке проходит при фиксации по шпилечным отверстиям, т. е. при соблюдении правила постоянства базы.

Шаблон ШП используется для установки фиксаторов (базовых элементов) на основании сборочного приспособления.

Как видно из схемы, образование размеров $R_{д1}$ детали 1 и размера $R_{пр1}$ сборочного приспособления происходит при двух общих звеньях, погрешности которых не участвуют в увязке размеров. Как раз в образовании размеров при реализации этих звеньев возникают наибольшие погрешности. Далее и по линии изготовления детали 1 и по линии изготовления сборочного приспособления идет непосредственное копирование эталонных контуров; вновь контуры уже нигде не расчерчивают. Поэтому увязка размеров и взаимозаменяемость обеспечивается на более высоком уровне, чем при отсутствии эталонных контуров, т. е. при независимом изготовлении деталей и технологической оснастки. После доводки и контроля в приспособлении, изготовленном по ШК, детали должны подходить к ложементам сборочного приспособления без подгонки и подбора.

Шаблоны ШКК₁, ШК₁, ШВК₁, ШРД₁, ШФ₁, ШЗ₂, ШФ₂ и ШП составляют узловой комплект шаблонов; шаблоны ШК₁, ШВК₁, ШРД₁, ШФ₁ — детальный комплект.

Схема увязки размеров при агрегатной сборке. Чтобы обеспечить взаимозаменяемость при агрегатной сборке, необходимо изготовить детали и узлы, поступающие на общую сборку агрегата с контурами, увязанными или отвечающими контурам базовых элементов приспособления сборки агрегата (стапеля). Сборочное приспособление может быть изготовлено исходя из принятого метода сборки: по ложементам стапеля (на базе обшивки), по каркасу (на базе каркаса), по сборочным или координатно-фиксирующим отверстиям. В зави-

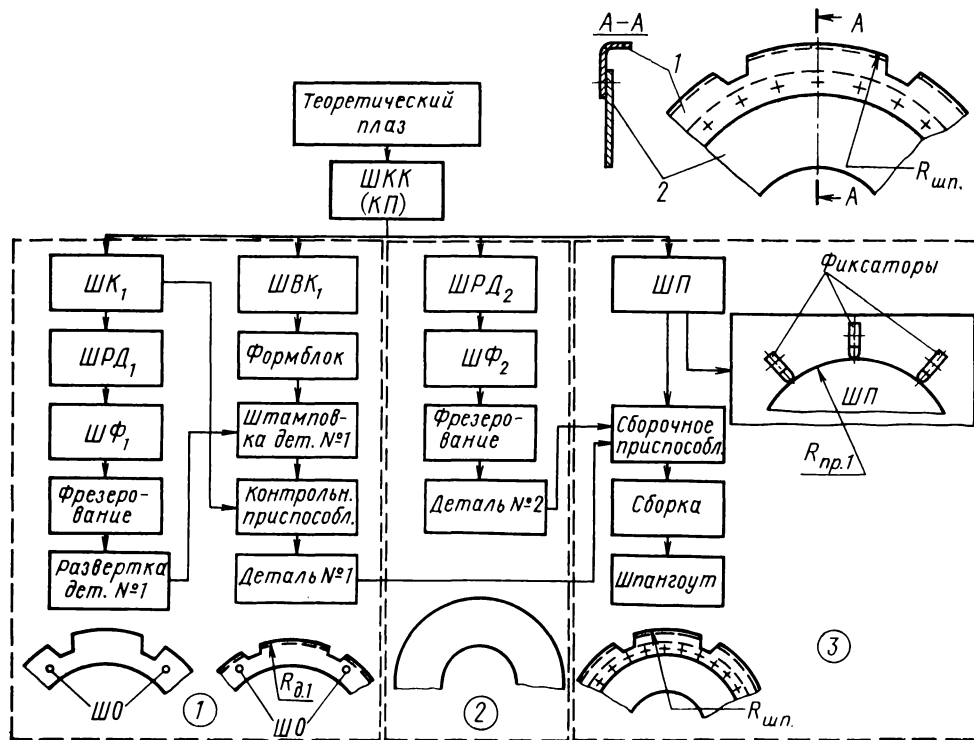


Рис. 74. Схема увязки размеров при сборке шпангоута:

1—изготовление угольника 1 с бортом, связанным с обшивкой; 2—изготовление стенки 2 шпангоута; 3—сборка шпангоута по ложементам приспособления

симости от принятого метода сборки схема увязки размеров изменяется. В качестве примера приведем схему увязки заготовительной и сборочной оснастки при сборке отсека фюзеляжа по ложементам сборочного приспособления. Проследим те линии схемы, в результате реализации которых образуется внешний обвод фюзеляжа. Задача сводится к тому, чтобы увязать сопряженные контуры: контур бортов угольников (сабель) (дет. 1, на рис. 74) с внутренним контуром обшивки и наружный контур обшивки с контуром ложементов сборочного приспособления. В упрощенной схеме сборки к сборочному приспособлению, стапелю, поступают: панели обшивки, соединенные со стрингерами и саблями; шпангоуты — стенки, соединенные с усиливающими профилями (поясами), окантовками отверстий, профилями жесткости и др. Шпангоуты не «выходят» своими контурами на обвод агрегата; они соединяются с панелями в стапеле общей сборки агрегата при помощи соединительных деталей угольников, которые служат в этом случае компенсаторами. По существу сборочный внешний размер агрегата образуется путем копирования его с базовых элементов сборочного приспособления. Такой случай сборки с соблюдением правила компенсации показан на рис. 29.

На рис. 75 показана схема увязки размеров сопрягаемых деталей и узлов, образующих внешний контур агрегата. Торцевые элементы стыковки отсеков фюзеляжа на схеме для упрощения не показаны; увязка по стыкам рассматривается отдельно. Изготовление некоторых деталей и узлов не развернуто, но это не нарушает основной цепочки увязки размеров контурообразующих деталей. Схема разделена на семь составляющих, которые обладают относительной самостоятельностью.

1. Эталоны контуров; внешних контуров — теоретический плаз, контуров деталей, входящих в узлы — ШКК (или конструктивный плаз КП) по сечениям каждого шпангоута. Все производственные шаблоны, кроме ШРД и ШФ, изготавливают и контролируют относительно контуров ШКК путем замеров расстояний между контурами при совмещении по базовым отверстиям.

2. Изготовление угольников, при помощи которых соединяются обшивки со шпангоутами. Здесь повторяется левая часть схемы, изображенной на рис. 74. Этих деталей большое количество; их несколько штук по каждому сечению. Для устранения упругих поводок после штамповки для угольников вводят операции правки и последующий контроль по приспособлению, отвечающему контуру ШК.

3. Изготовление обшивок обтяжкой по пуансонам, которые имеют по сечениям шпангоутов контур, обработанный по ШКСН; между сечениями поверхность пуансона обработана на плавность. Кроме поперечных ШКСН при изготовлении пуансонов применяются также несколько продольных шаблонов ШКС.

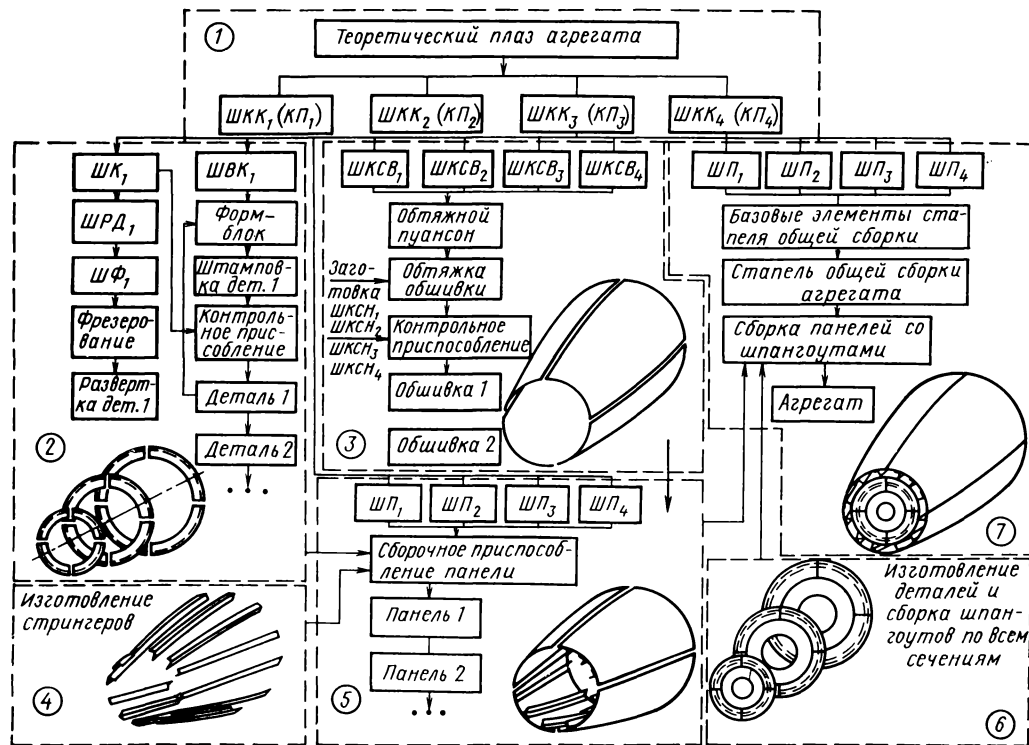


Рис. 75. Схема увязки размеров деталей и узлов, образующих внешний обвод отсека фюзеляжа:

1—эталон формы и размеров агрегата; 2—изготовление угольников с бортами, связанными с обшивкой; 3—изготовление обшивок; 4—изготовление стрингеров; 5—сборка панелей; 6—изготовление деталей и сборка шпангоутов; 7—сборка агрегата

Обшивки могут иметь стыки как по длине, так и по ширине. Комплект обшивок на агрегат может составлять 10—20 шт. в зависимости от размера агрегата.

Задача здесь состоит в том, чтобы как можно точнее скопировать на заготовку обшивки контур обтяжного пуансона, чтобы этот контур обеспечивал необходимую точность внешнего обвода и был согласован с наружным контуром бортов угольников.

4. Изготовление стрингеров; в большинстве случаев стрингеры изготавливают из прессованных профилей. Если продольная кривизна фюзеляжа небольшая, то стрингеры не деформируют по длине, а укладывают при сборке по базовым элементам, придавая за счет упругих деформаций нужный контур. Если кривизна существенна, то стрингеры деформируют гибкой с растяжением по оправкам, изготовленным по шаблону гибки ШГ. Для упрощения условимся, что стрингеры предварительно не деформируют и их размеры не участвуют в увязке размеров. Их нарезают в соответствии с нужными длинами, а если требуется — механически обрабатывают и подают на сборку.

5. Сборка панелей, где участвуют детали: обшивки, стрингеры, угольники. Сборочные приспособления, их базовые элементы изготовлены по контурам ШП всех сечений, входящих в панель. Шаблоны ШП берут свой контур с шаблона ШКК или конструктивного плаза. Длина панели равна обычно длине агрегата (до 10—15 м), а ширина — до 2 м, так что в обеспечении нужных размеров панелей участвуют шаблоны ШРД, ШК, ШВК, ШКСН, ШП по всем сечениям агрегата.

Для обеспечения сборки при высоком уровне взаимозаменяемости размеры сопрягаемых деталей увязаны по всем сечениям: угольники проверены по ШК сечений, обшивки — по ШКС сечений, базовые элементы сборочных приспособлений изготовлены и проверены по ШП сечений. Поэтому можно ожидать, что обшивки внешним контуром хорошо прилягут к ложементам сборочного приспособления, а угольники — к внутреннему контуру обшивки, так как все контуры по сечениям скопированы с одного эталона и нигде ни один контур не расчерчивался заново.

6. Изготовление шпангоутов; они не связаны с теоретическим контуром; основным требованием к точности размеров их стенок является то, чтобы при соединении их с угольниками панелей были выдержаны нужные перемычки при сверлении отверстий под заклепки. В увязке размеров, обеспечивающих внешние обводы планера, размеры шпангоутов не участвуют. Однако во всех шпангоутах должны быть точно разделаны отверстия для фиксации в стапеле общей сборки.

7. Общая сборка агрегата проходит в стапеле общей сборки, где базовыми элементами являются ложементы, изготовленные

по тем же шаблонам ШП сечений, что и ложементы в приспособлениях для сборки панелей.

Общая сборка заключается в следующем. Устанавливают по фиксаторам и закрепляют шпангоуты, устанавливают по ложементам и закрепляют панели. Затем сверлят отверстия по направляющим отверстиям стыковочных стрингеров в продольных кромках обшивки панелей и соединяют между собой панели заклепками; сверлят отверстия в стенках шпангоутов по ведущим отверстиям в угольниках и соединяют панели со шпангоутами заклепками. Следовательно, при сборке необходимо, чтобы все шпангоуты прилегли по фиксаторам, а панели — по ложементам, что обеспечивает единая система шаблонов, несущих на себе контуры эталона по сечениям.

Схема увязки размеров по стыковочным элементам отсеков агрегатов. Две предыдущие схемы касались увязки размеров деталей, узлов и оснастки, участвующих в образовании внешнего контура планера самолета. Обеспечение надлежащего согласования размеров по отдельным сечениям при помощи взаимоувязанных шаблонов дает возможность увязать размеры по всем сечениям агрегата и таким образом получить его контуры близкими к теоретическим. Далее остановимся на увязке размеров стыковочных элементов агрегатов, при помощи которых соединяют между собой отсеки фюзеляжа, части крыльев, крыло с центропланом, хвостовое оперение с фюзеляжем. Задача здесь состоит в следующем: надо соединить агрегаты *A* и *B* без доработки и подбора, обеспечив их правильное взаимное расположение и исключив ступеньки на внешних обводах в зоне стыка. На рис. 10 показаны некоторые виды фланцевых стыков крыльев и отсеков фюзеляжа, а на рис. 12 и 13 — допуски на взаимное расположение агрегатов.

Рассмотрим схему увязки и обеспечение взаимозаменяемости стыка двух отсеков фюзеляжа круглого сечения на основе копирования плазовых разбивок. Стыковочные элементы представляют собой шпангоуты углового профиля (см. рис. 10, *a*); стенки их, обращенные друг к другу, соединяют болтами (рис. 76, внизу). Следовательно, необходимо, чтобы без нарушения плавности внешнего контура (со ступенькой, не выходящей за пределы допуска) все стыковочные отверстия совпали и соединение агрегатов можно было бы произвести без доработок.

Для увязки стыка используется теоретический и конструктивный плазы по сечению данного стыковочного шпангоута. Следует отметить, что стыковочные шпангоуты непосредственно связаны с обшивкой. Теоретический контур и сетку отверстий на ШП копируют с ШКК или с конструктивного плаза. По ШП делают (этап 1 на рис. 76) эталон стыка — эталонную мастер-плиту (ЭМП_{АВ}), по которой изготавливают рабочую мастер-плиту (РМП_{АВ}); по рабочей мастер-плите изготавливают всю рабочую оснастку стыка;

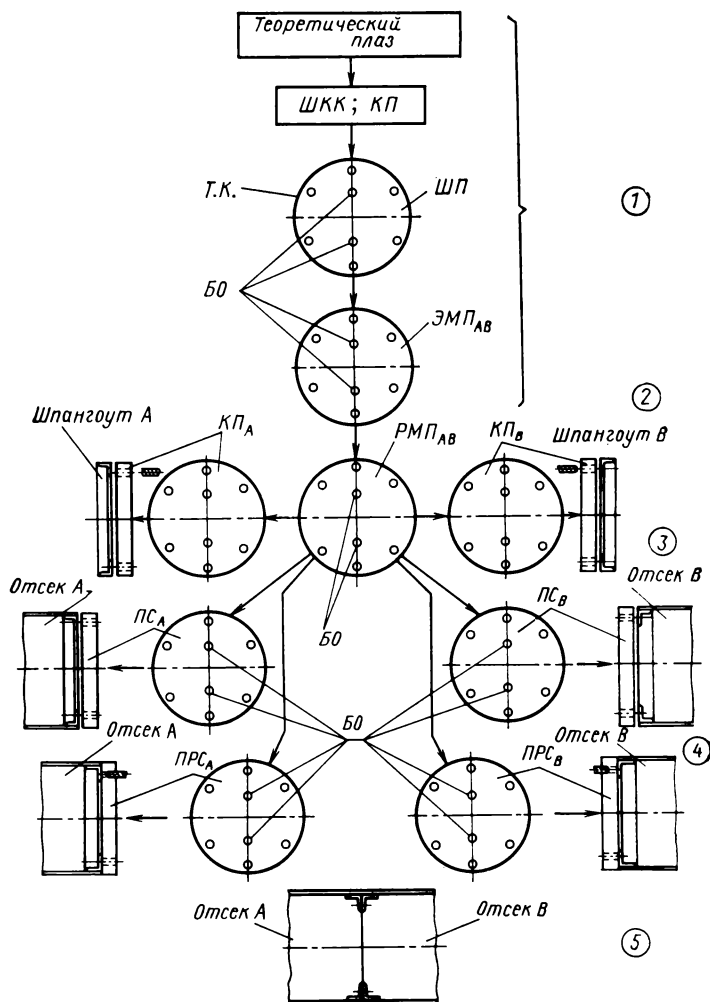


Рис. 76. Схема увязки размеров стыковочных элементов двух отсеков фюзеляжа (фланцевый стык):

1—эталон контура; 2—сверление отверстий в стыковочных шпангоутах по кондукторным плитам КП_А и КП_В; 3—фиксация по отверстиям стыковочных элементов в сборочном стапеле агрегатов по плитам стыка ПСА и ПСВ; 4—разделка стыковочных отверстий в разделочном стенде по плитам разделочных стенов ПРСА и ПРСВ; 5—стыковка отсеков А и В фюзеляжа; ШП—шаблон приспособления (сечение по стыковочному шпангоуту); ЭМП_{АВ}—эталонная мастер-плита стыка отсеков А и В; РМП_{АВ}—рабочая мастер-плита стыка; КП_А и КП_В—кондукторные плиты для сверления отверстий в стыковочных шпангоутах отсеков А и В; ПСА и ПСВ—плиты стапелей для фиксации по отверстиям стыковочных шпангоутов при сборке отсеков А и В; ПРС_А и ПРС_В—плиты разделочных стенов для разделки стыковочных отверстий в отсеках А и В

— КПА и КПВ — кондукторные плиты для сверления отверстий в шпангоуте отсека А и в шпангоуте отсека В (этап 2). В большинстве случаев в шпангоутах сверлят отверстия не окончательных размеров, а меньших, оставляя припуск, как компенсатор, который снимается в последней стадии изготовления агрегатов. Могут быть не одна, а две кондукторные плиты, отдельно для шпангоутов агрегатов А и В; однако сверление отверстий по одному кондуктору обеспечивает лучшую увязку;

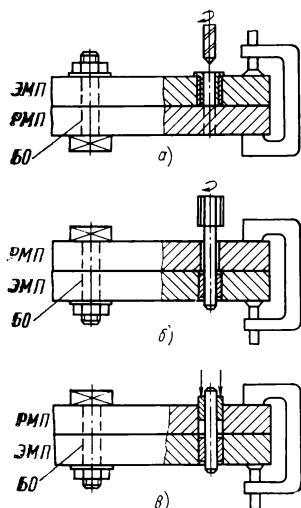


Рис. 77. Копирование сетки стыковочных отверстий с эталонной мастер-плиты (ЭМП) на рабочую мастер-плиту (РМП) стыка:

- а — сверление отверстий в РМП;
- б — развертывание отверстий;
- в — запрессовка втулок в отверстия РМП

— ПСА и ПСВ (этап 3) — плиты стыка агрегатов, которые устанавливают в торцевой части сборочного стапеля для фиксации по отверстиям стыковочных шпангоутов при сборке. Эти плиты являются принадлежностью сборочных стапелей; они могут быть установлены стационарно или на шарнирах, чтобы при удалении агрегата из стапеля после сборки их можно было бы отвернуть от торца стапеля:

— ПРСА и ПРСВ (этап 4) — плиты разделочных стендов, агрегатов А и В, которые используют как кондукторы для разделки стыковочных отверстий после окончательной сборки агрегатов. При базировании на обводы в разделочных стендах снимается припуск по стыковочным отверстиям, а затем отверстия развертывают несколькими развертками под болтовое

соединение по второму-третьему классу точности.

Как следует из схемы, размеры эталонной мастер-плиты стыка копируют три раза, получая оснастку для предварительного сверления отверстий, для фиксации стыковочных элементов при сборке и для окончательной разделки отверстий перед стыковкой агрегатов. Следует отметить высокую точность переноса размеров с эталонной плиты на рабочие плиты; это делается путем сверления и развертывания по ЭМП новых отверстий в рабочих плитах (РМП) при совмещении базовых отверстий обеих плит (рис. 77).

При всех этапах копирования плиты совмещают по базовым отверстиям, которые являются базой как при создании всей рабочей оснастки, так и при ее проверке и контроле в процессе эксплуатации.

Как следует из схемы (см. рис. 76), в технологической размерной цепи образования размеров стыковочных элементов двух агрегатов имеется четыре общих звена, которые не влияют на погрешность увязки. Рабочая оснастка стыка, точно скопированная с одного эталона, обеспечивает стыковку агрегатов без доработок.

При другой конструкции стыковочных элементов, например, выполненных в виде вилка—ухо, создают пространственные калибры (эталон) стыков, по которым производят увязку всей рабочей оснастки или, как говорят, взаимную ее отстыковку [1, 8, 15].

Таким образом, обеспечивается взаимозаменяемость деталей, узлов и агрегатов на основе плазово-шаблонного метода, т. е. увязанного образования формы и размеров сопрягаемых элементов конструкции. На различных этапах производства уровень взаимозаменяемости может быть различным; чем крупнее конструктивный элемент планера, тем выше к нему требования по взаимозаменяемости. Агрегаты изготавливают с обеспечением полной взаимозаменяемости; это связано с необходимостью смены агрегатов в условиях эксплуатации, с поставкой агрегатов в порядке производственной кооперации, с трудностями, возникающими при необходимости доработок при неполной взаимозаменяемости. Полная взаимозаменяемость обеспечивается также по узлам навески двигателей, шасси, рулей, элеронов, щитков, закрылков, триммеров, по узлам установки бортового оборудования. Менее высокие требования по экономическим соображениям предъявляются к узлам и деталям.

Вычерчивание плазовых разбивок и их копирование. Плазы расчерчивают на дуралюминовых панелях размером 1100×2200 мм толщиной 3 мм. Лицевую сторону панели грунтуют и покрывают светло-серой хлорвиниловой эмалью, придающей поверхности матовый характер, что обеспечивает рассеянное отражение света и дает возможность вычерчивать разбивки несмываемой тушью. Панели монтируют на специальных плазовых столах с регулируемыми по высоте ножками. Для установки панели на столе в ней сверлят восемь так называемых плаз-кондукторных отверстий диаметром 10Аз при помощи шаблона-кондуктора. Перед расчерчиванием основных разбивок на панель наносят координатную сетку, кратную 50 мм, на плаз-кондукторе, представляющем собой плоский координатный стол с сеткой отверстий с шагом 50 мм, выполненными с высокой точностью $\pm 0,01$ мм (рис. 78). Панель устанавливают и фиксируют штырями на плаз-кондукторе по плаз-кондукторным отверстиям; разметку продольных и поперечных линий сетки производят при помощи разметочных или плаз-кондукторных линеек. Плаз-кондукторные линейки имеют отверстия с шагом $50 \pm 0,01$ мм, разметочные линейки имеют только крайние отверстия для установки на плаз-кондукторе. Длины разметочных линеек следующие:

поперечных 1400 мм, продольных 2300 мм, допуск на размер между отверстиями $\pm 0,01$ мм.

Плаз-кондукторные линейки имеют длину до 3 м; все отверстия в них образованы путем копирования с эталонной линейки, изготовленной с большой точностью. Кроме координатной сетки с помощью плаз-кондуктора на панели плаза вычерчивают коор-

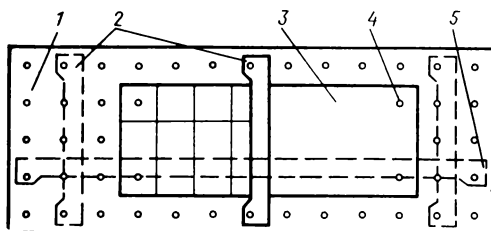


Рис. 78. Нанесение координатной сетки на панель плаза на плаз-кондукторе:

1—плаз-кондуктор; 2—поперечные разметочные линейки; 3—панель плаза; 4—плаз-кондукторные отверстия в панели плаза; 5—продольная разметочная линейка

динатные оси агрегата, а также сверлят базовые отверстия, служащие для увязки всех контуров шаблонов данного сечения (см. рис. 62,з).

Технологический отдел плазово-шаблонного цеха разрабатывает монтажную схему плаза крупного агрегата, который расчерчивают не на одной, а на двух-трех панелях. На рис. 79 показана монтажная схема плаза совмещенных сечений крыла на

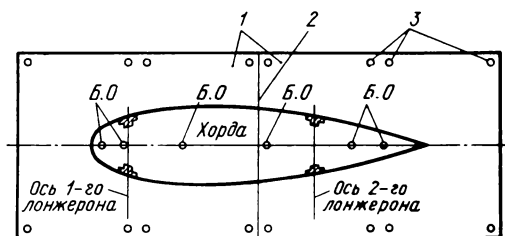


Рис. 79. Монтажная схема плаза совмещенных сечений крыла:

1—панели плаза; 2—стык панелей; 3—плаз-кондукторные отверстия

двух панелях. Схема используется для установки панелей на плазовых столах и как исходный документ для расчерчивания агрегата относительно указанных в схеме координатных осей.

Конструктивные плазы изготовляют из прозрачного листа пластмассы винипроз марки С органического состава, поставляемого химической промышленностью в виде стандартных листов 700×1700 мм толщиной 0,3 мм. Одна сторона листа — матовая, на ней расчерчивают плазовые разбивки. В случае необходимости для конструктивного плаза крупногабаритных агрегатов могут быть склеены два-три листа винипроза. В практике самолетостроения конструктивные плазы из винипроза выполняют на заготовках с типовыми размерами. Готовые конструктивные пла-

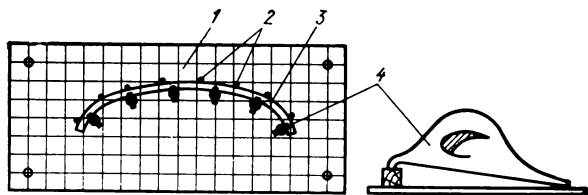


Рис. 80. Расчерчивание кривой по координатам точек при помощи гибких плазовых реек:

1—панель плаза; 2—точки кривой; построенные по координатам; 3—гибкая плазовая рейка; 4—чугунная крица

зы хранят в ящиках стеллажей, объединяя их по конструктивным группам.

Внедрение прозрачного материала для конструктивных плазов сыграло большую роль в повышении точности копирования плазовых разбивок и повышении производительности труда плазовых работ. Прозрачность винипроза дает возможность применить фотоконтактный способ копирования разбивок и облегчает сличение разбивок, выполненных на разных плазах или на заготовках шаблонов, что улучшает увязку контуров.

При вычерчивании плазовых разбивок применяют следующий инструмент и приспособления [15]:

- плазовые рейки для вычерчивания криволинейных контуров по координатным точкам; они выполнены из дерева или органического стекла, имеют прямоугольное переменное сечение и длину до 5 м;

- чугунные крицы для фиксации выложенной на плазе по координатам рейки (рис. 80);

- стальные измерительные линейки длиной до 2 м, штангенциркули длиной до 1 м, контрольные линейки с лупами семикратного увеличения с ценой деления 0,2 мм и точностью измерения $\pm 0,05$ мм, кронциркули, эллипсографы, перпендикулярники, шагомеры, базомеры, набор лекал, рейсфедеры с резервуаром для туши, специальную несмываемую тушь. Специальные рейсфедеры и тушь дают возможность вычерчивать на окрашенной металлической панели и на винипрозе линии толщиной 0,1 мм;

— лупы и микроскопы с окулярной шкалой для контроля плазовых разбивок.

В настоящее время ручной труд по расчерчиванию плазов интенсивно заменяется автоматизированным расчерчиванием контуров при помощи координатографов с программным управлением.

Плазовые разбивки копируют: с металлического теоретического плаза на заготовку конструктивного плаза из прозрачного материала; с конструктивного плаза из прозрачного материала на металлическую заготовку шаблона. И то и другое делают фотоконтактным способом, что связано с наименьшими погрешностями копирования. Заготовку конструктивного плаза, покрытую светочувствительным слоем, укладывают на теоретический плаз и засвечивают. Разность освещенности светочувствительного слоя происходит за счет разной отражающей способности светлого фона плаза и черной линии, нанесенной на ней (фото-рефлексный метод). При переносе разбивок с прозрачного конструктивного плаза на шаблон заготовку последнего, покрытую светочувствительным слоем, располагают внизу, сверху накладывают конструктивный плаз и засвечивают. В зависимости от необходимости делают или негативный или позитивный снимок разбивок.

Обработку и доводку шаблонов по контуру производят на копировально-фрезерных станках типа КСФ (копировальный сверлильно-фрезерный), применяемых для раскройных работ. Точность обработки контура на них относительно контура ШКК 0,2 мм. В период запуска новых самолетов, когда необходимо изготовить десятки тысяч производственных шаблонов, применяют и ручную доработку контура припиловкой после обрезки припуска ленточной пилой.

Развитие плазово-шаблонного метода. Плазово-шаблонный метод по настоящему времени является основным методом увязки размеров деталей, узлов и агрегатов самолета. По мере распространения этот метод все более и более накладывал свой отпечаток не только на вспомогательное и основное производство, на организацию подготовки производства, но и на этап проектирования самолетов. В результате этот метод стали называть методом производства самолетов.

Плазово-шаблонный метод производства сыграл большую положительную роль в развитии авиационной промышленности. Однако этому методу присущи недостатки, которые обусловили непрерывные поиски, направленные и на его улучшение и на разработку других методов увязки размеров сопрягаемых элементов конструкции как по схеме связанного, так и по схеме независимого изготовления.

Недостатки плазово-шаблонного метода следующие.

1. Увязка размеров происходит только по отдельным сечениям агрегатов, шаблоны разрознены, и по ним сложно изготов-

лять технологическую оснастку для продольных деталей (обшивок), узлов (лонжеронов, панелей, рулей, элеронов и др.) и самих агрегатов. Для всего комплекта оснастки, который изготовляют по шаблонам нескольких или всех сечений агрегата (см. схему рис. 67), необходимы дополнительные средства для правильной ориентации, по дистанциям шаблонов отдельных сечений. Плазы, теоретический и конструктивный, дают взаимное расположение базовых отверстий в шаблонах. Базовые отверстия сохраняются, поэтому изготовление дублеров оснастки не тре-

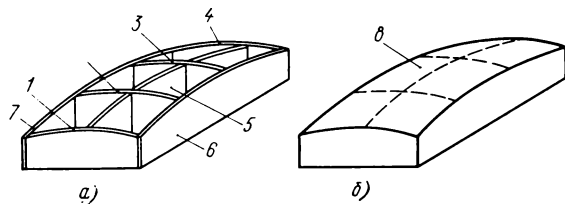


Рис. 81. Последовательность изготовления пуансона для обтяжки:

а—каркас из лекал, изготовленных по ШКС поперечных сечений 1, 2, 3, и 4 и продольных сечений 5, 6, 7; б—заполнение промежутков между лекалами пескоклеевой массой и обработка поверхности на плавность

бует никаких новых построений, при которых могли бы возникнуть производственные погрешности, нарушающие увязку.

Плазово-шаблонный метод обеспечивает взаимную увязку оснастки по каждому сечению сколько бы экземпляров ее ни делали. Все формблоки будут делать по одному ШВК, а сборочное приспособление по одному ШП. С переходом от одного комплекта оснастки к другому нет разрывов в системе увязки (правая часть схемы на рис. 67).

Иначе обстоит дело при изготовлении оснастки по шаблонам нескольких сечений. Здесь есть разрыв в системе увязки; при изготовлении нескольких комплектов оснастки всякий раз необходимо делать новое построение по установке шаблонов по дистанциям и заново сопрягать участки на плавность при отработке поверхностей объемной оснастки — обтяжных пуансонов, свинцово-цинковых штампов. Например, при изготовлении обтяжного пуансона (рис. 81) система увязки обрывается этапом изготовления лекал 1—7 каркаса пуансона по шаблонам отдельных сечений.

Далее, при изготовлении, например, двух пуансонов каждый раз необходимо делать два построения, которые непосредственно связаны с формированием поверхности пуансона: установку лекал 1—7 в требуемое положение по дистанциям и обработку поверхности на плавность в промежутках между лекалами, после заполнения их пескоклеевой массой. И то и другое производят

операторы не непосредственным копированием эталонных контуров, а по размерам лекал каркаса и, так сказать, глазомерным интерполированием (обработка на плавность), что сопряжено, естественно, с тем, что точность поверхности по отношению к заданной на плазе получается невысокой. При

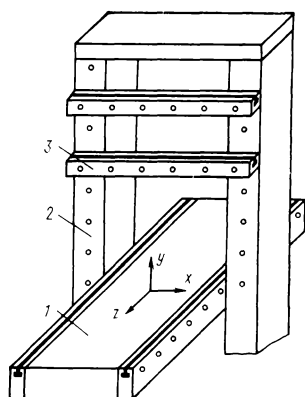


Рис. 82. Конструктивная схема трехкоординатного инструментального стэнда:

1—стол, на котором закреплены горизонтальные линейки (направление оси z); 2—стойки, на которых закреплены вертикальные линейки (направление оси y); 3—поперечные линейки (направление оси x)

совершенно одинаковых контурах лекал каркаса поверхности пуансонов поэтому могут существенно отличаться, а обшивки, изготовленные на них, — одни из них могут подходить к контурным фиксаторам сборочного приспособления, другие — нет, т. е. дублирование оснастки привело к рассогласованию контуров деталей и оснастки.

Для координации шаблонов разных сечений и установки узлов оснастки при их монтаже применяют пространственные координатные стэнды, называемые инструментальными, а также специальные прецизионные оптические приборы, оптико-телевизионные и лазерные установки.

На рис. 82 показана конструктивная схема инструментального стэнда. По существу, это плаз-кондуктор, к которому присоединены

координатные линейки еще и в третьем направлении, перпендикулярном его плоскости. На таком стэнде можно зафиксировать по отверстиям штырями шаблон или узел в любой точке пространства по заданным размерам. Координатные линейки, закрепленные на столе 1 и стойках 2, а также переставляемые поперечные линейки 3 имеют отверстия с шагом 200 мм и допуском $\pm 0,01$ мм. Для облегчения перехода монтажа оснастки с одного на другое сечение стол 1 инструментального стэнда сделан перемещающимся. Размеры в пределах до 200 мм откладывают по специальным дистанционным калибрам, которые устанавливаются по отверстиям на линейках при помощи штырей или с использованием универсальных измерительных приборов.

Инструментальные стэнды широко используют для установки узлов навески рубильников 3 (см. рис. 33) на продольных балках 2 сборочных приспособлений. Узлы устанавливают в нужном положении на инструментальном стэнде и заливают во втулках, приваренных заранее на балках, карбиновым цементом, используя правило компенсации. Для установки узла навески рубильника следующего сечения стол вместе с балкой

перемещают на нужную дистанцию. Современные инструментальные стенды имеют рабочую длину до 10 м.

Монтаж небольших приспособлений производят на координатных стендах, устроенных на базе плаз-кондуктора.

Оптические средства применяются для контроля монтажа приспособлений и как самостоятельные средства монтажа.

2. Плазово-шаблонный метод сужает фронт работ по подготовке серийного производства, удлиняет его, так как он обуслов-

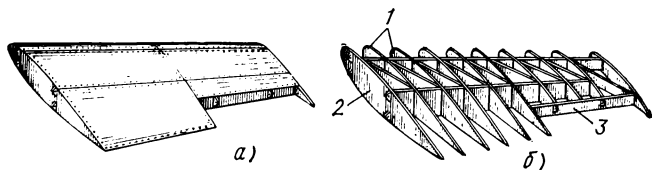


Рис. 83. Отъемная часть крыла самолета (а) и ее монтажный эталон (б):

1—шаблоны ШП по сечениям нервюр; 2—калибр стыка с центропланом; 3—калибр стыка с элероном

ливает изготовление большого количества контрольно-эталонной оснастки, иногда в последовательном порядке.

Плазово-шаблонный метод, получивший широкое распространение и применявшийся в течение длительного времени, непрерывно совершенствовался для уменьшения влияния тех отрицательных сторон, которые ухудшали увязку размеров. Так, в пятидесятых годах для изделий легкого типа стали применять так называемые контрэталоны и монтажные эталоны, которые упростили монтаж сборочных приспособлений. Идея монтажного эталона заключается в том, чтобы разрозненные шаблоны отдельных сечений агрегата расставить один раз в правильное их положение по дистанциям и соединить в жесткую единую конструкцию подобно каркасному шаблону ШКС.

На рис. 83 показано крыло и монтажный эталон для монтажа стапеля общей его сборки. Как видно, монтажный эталон несет на себе контуры сечений по всем нервюрам, калибр стыка с центропланом, калибр стыка с элероном. Контуры сечений представлены в виде шаблонов приспособлений (ШП). Все элементы, имеющие рабочие контуры, соединены в единую конструкцию, по которой могут быть одновременно смонтированы на балках и колонках стапеля все рубильники, торцевая плита для фиксации узлов стыка с центропланом и фиксаторы для узлов навески элерона.

В таком варианте этап координации и фиксации шаблонов по дистанциям становится общим звеном для всех комплектов стапелей, монтируемых данным монтажным эталоном, и погреш-

ности его не оказывают влияния на увязку размеров. Все стапели будут идентичны, изготовлены по одному эталону, так как при их изготовлении не было никаких индивидуальных построений контуров, а было одно построение, но сделанное один раз и для всех стапелей, поэтому в размерную технологическую цепь включилось еще одно общее звено.

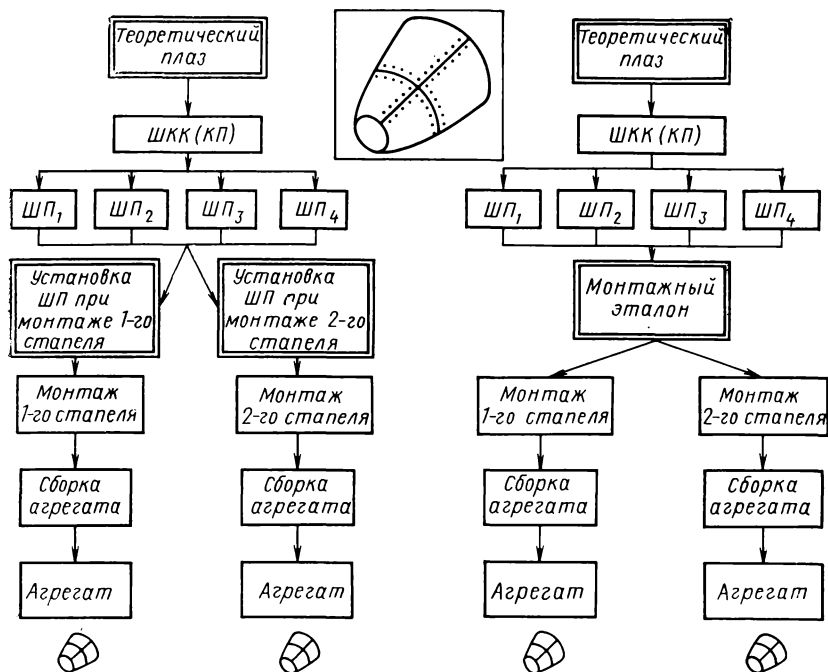


Рис. 84. Схемы увязки размеров двух стапелей для сборки агрегата при монтаже их по разрозненным шаблонам и по монтажному эталону

На рис. 84 показана упрощенная схема увязки двух стапелей при монтаже по отдельным шаблонам ШП и калибрам (плитам) стыка и по монтажному эталону. Звенья, связанные с построением контуров, выделены двойными рамками, как составляющие, имеющие при своей реализации наибольшие погрешности; все другие звенья — непосредственное копирование контуров. Как следует из схемы, два звена размерной цепи, определяющие внешние контуры агрегата, во второй схеме являются общими при изготовлении оснастки, например, для ведущего и для ведомого заводов. Схема увязки размеров стапелей стала более совершенной, агрегаты, собранные в двух стапелях, должны быть более идентичными. Если на заводе, изготавливающим преимущественно самолеты легкого типа, принята схема увязки с вклю-

чением монтажных эталонов, то строят монтажные эталоны для всех агрегатов самолета и взаимно их увязывают как по стыкам, так и по контурам, т. е. взаимно отстыковывают.

2.3.4. Эталонно-шаблонный метод

Вторым направлением усовершенствования плазово-шаблонного метода явилось создание объемных, пространственных макетов (эталонов) поверхности агрегатов. Собственно пространственные эталоны в самолетостроении использовались еще и в тридцатых и в сороковых годах, когда для наиболее сложных зон внешнего контура изготовлялись макеты, представляющие поверхность не отдельными плоскими сечениями, а всей поверхностью, отработанные и по сечениям, на основе плазовых разбивок, и между сечениями — обработкой на плавность приблизительным интерполированием с невысокой точностью, однако с учетом того, что если эта поверхность будет принята за эталон и в дальнейшем исклещается повторное ее построение, то допущенные погрешности не будут влиять на увязку размеров. Такие макеты строились, например, для зоны стыка крыла с фюзеляжем, где пересечение аэродинамического профиля крыла и круглого или эллиптического фюзеляжа образовывало сложные переходы; зоны стыка стабилизатора и киля с фюзеляжем, зоны блистеров, фонарей, капотной части двигателей, эталонировались макеты выхлопных коллекторов. Однако это были местные пространственные макеты, а в последующие годы стали строить эталонные макеты поверхности для целого агрегата, для отсеков фюзеляжа двойной кривизны, для крыльев и оперения.

На рис. 85 показан макет поверхности отсека фюзеляжа. Макет имеет металлический каркас, который облицован деревом или пластмассой. Каркас состоит из трубы, проходящей вдоль всего агрегата, на который надеты шаблоны ШКС, изготовленные или из листового дуралюмина, или из фанеры. Между контуром шаблонов и центральной осью для жесткости ставят дополнительные распорки. Если облицовку делают из термопласта (эпоксидной композиции специального состава), то вблизи к наружному контуру ставят поддон. После окончательной отработки макета агрегата на его поверхности размечают и расчерчивают линии стыка обшивок, расположение люков, осей шпангоутов, лонжеронов, стрингеров. Расчерчивание ведут несмыва-

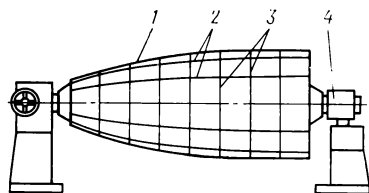


Рис. 85. Макет поверхности отсека фюзеляжа двойной кривизны:

1—контур поверхности агрегата (по внутренней поверхности обшивки); 2—оси стрингеров; 3—оси шпангоутов; 4—механизм поворота макета

емой тушью. Всю разбивку проверяют исходя из плазовых разбивок и данных теоретического чертежа агрегата.

Готовый макет принимается за эталон формы и размеров агрегата, и вся дальнейшая увязка размеров оснастки идет путем непосредственного копирования эталонного контура поверхности.

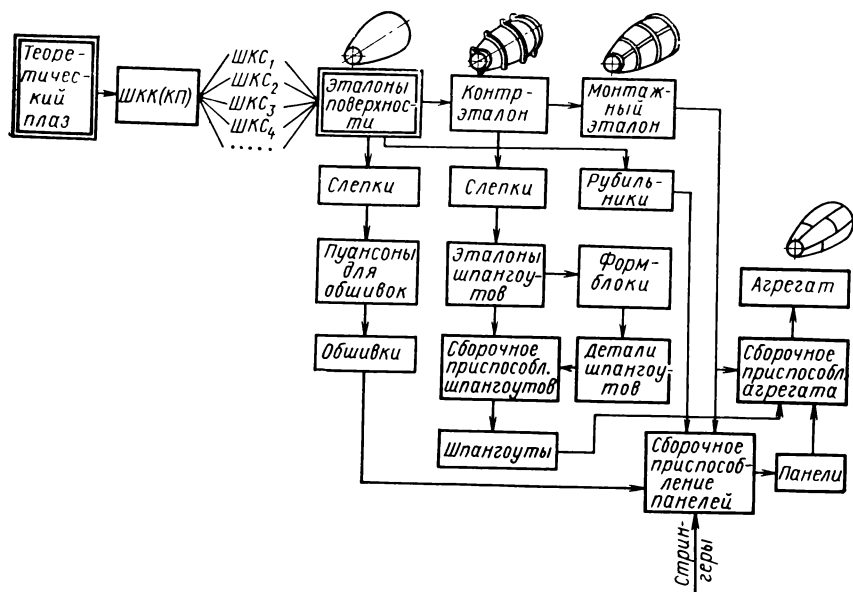


Рис. 86. Схема увязки размеров технологической оснастки на основе пространственного эталона поверхности

Макет представляет собой тот же монтажный эталон, но с материализованной поверхностью в промежутках между шаблонами отдельных сечений.

Пространственный эталон поверхности имеет неоспоримые преимущества перед эталоном, заданным системой плоских сечений. По натурному макету при помощи гипсовых и пескоклеевых слепков и контрслепков, как жесткими носителями размеров, можно увязать размеры оснастки, а также деталей, узлов и агрегатов самолета не только по отдельным сечениям, но и всей поверхности. По отношению к плазу макет поверхности является вторичным эталоном, по которому идет вся увязка. Слепки больших размеров охватывают одновременно несколько сечений по шпангоутам или нервюрам, поэтому исключается формирование поверхности при установке шаблонов ШКС по дистанциям, которое имеет место при плазово-шаблонном методе во время изготовления обтяжных пуансонов; исключается доработка пуансонов на плавность.

Монтаж сборочного приспособления производят по монтажному эталону, поэтому исключается также повторное формирование поверхности при установке по дистанциям шаблонов ШП. При эталонно-шаблонном способе увязки размеров нет явных разрывов в цепочке поэтапного безразмерного копирования эталона, нет дополнительных построений, связанных с образованием контуров и поверхностей.

При соблюдении эталонно-шаблонного метода увязки применение каких-либо шаблонов, снятых с плаза, исключается, и из-

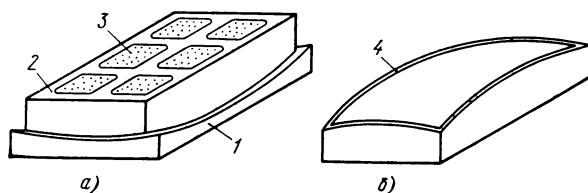


Рис. 87. Изготовление обтяжного пуансона из пескоклеевой массы по слепку, снятому с макета поверхности (а), и готовый пуансон (б):

1—слепок, снятый с макета поверхности; 2—каркас обтяжного пуансона; 3—пескоклеевая масса; 4—контур изготавливаемой обшивки

готовление всей заготовительной, сборочной и контрольной оснастки необходимо обеспечивать только слепками, снятыми с поверхности макета.

На рис. 86 показана схема увязки размеров технологической оснастки на основе пространственного эталона поверхности. Все первые этапы увязки (теоретический плаз — ШКК — ШКС по сечениям — эталон поверхности) являются общими, и погрешности, допущенные на этих этапах, не влияют на увязку. На двух этапах, обведенных двойными рамками, возможны существенные погрешности.

Пуансоны для обтяжки обшивок изготавливают по слепку, снятому с той зоны, где расположена данная обшивка. Для слепка изготавливают деревянный каркас, который устанавливают на макет. Лицевую и внутреннюю его части заполняют пескоклеевой массой ПСК, состоящей из формовочного песка и смоляного клея. После застывания массы слепок снимают. По вогнутому слепку изготавливают пуансон; на слепок устанавливают каркас пуансона и также заполняют пескоклеевой массой (рис. 87). Перед снятием слепка и контрслепка поверхность оригинала покрывают парафином и затем наносят слой клея ВИАМ-БЗ [15]. Поверхность готового пуансона шпатлюют графитовой шпаклевкой и шлифуют шкуркой.

Большую роль в данном методе увязки играет контрэталон поверхности. Его изготовляют не сплошным, а по дистанциям шпангоутов. Эталон поверхности устанавливают в каркас будущего контрэталона, состоящего из колонн и установленных на них продольных нижних и верхних балок. К балкам подвешивают по сечениям шпангоутов рубильники, подобные тем, какие применяют в сборочных приспособлениях. Два рубильника по каждому сечению полностью охватывают контур сечения от

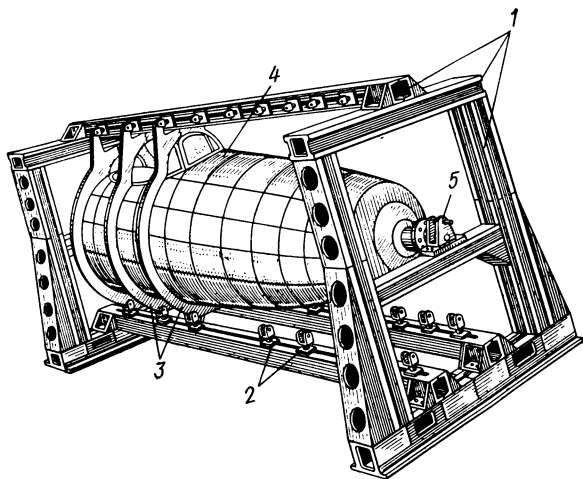


Рис. 88. Универсальный контрэталон отсеков фюзеляжа:

1—каркас; 2—фиксаторы для рубильников; 3—рубильники; 4—эталон поверхности; 5—узел подвески

верхнего до нижнего стрингера со всеми сложными переходами. После удаления эталона контрэталон по своей конструкции похож на ступень общей сборки агрегата. На рис. 88 показан контрэталон отсека фюзеляжа. Каркас его может быть универсальным, а для каждого отсека имеется свой комплект рубильников.

Контрэталон используется далее для изготовления эталонов шпангоутов. Заготовки эталонов шпангоутов устанавливают по каждому сечению также с зазором по отношению к рабочему контуру рубильников контрэталона. Зазор заполняют цементом, и контрслепок образуют контуры всех шпангоутов агрегата. По эталонам шпангоутов изготовляют формблоки контурообразующих деталей шпангоутов, а также монтируют базовые элементы сборочных приспособлений для шпангоутов.

По контрэталону изготовляют также монтажный эталон, жесткую конструкцию, несущую на себе контуры по всем сечениям шпангоутов, полученные цементным контрслепок с контуров рубильников контрэталона. Как было сказано, монтажный

эталон используют при монтаже рубильников на сборочном стапеле агрегата и на сборочных приспособлениях панелей.

Рубильники для стапеля общей сборки агрегата и для сборочных приспособлений панелей изготавливают непосредственным копированием контуров с эталона поверхности агрегата путем слепка цементной массой.

Таким образом, все рабочие контуры заготовительной и сборочной оснастки изготовлены путем безразмерного копирования пространственного эталона поверхности путем слепков и контр-слепков, дающих возможность копировать контуры с точностью лучшей, чем при плазово-шаблонном методе.

Однако и увязка по объемному эталону поверхности не отвечает всем требованиям современного самолетостроительного производства. Дело в том, что и плазово-шаблонный и эталонно-шаблонный методы увязки размеров предназначены в основном для производства планера самолета, его каркаса и внешней обшивки. Лишь на плазах дается увязка некоторых узлов и агрегатов бортового оборудования, попадающих в сечения по шпангоутам и по нервюрам. Расположение внутри планера основной массы бортового оборудования и систем самолета увязывается непосредственно по чертежу с ориентацией от осей лонжеронов, стрингеров, шпангоутов, нервюр. В результате происходит рас-согласование увязки размеров, так как нарушается принцип связанного изготовления — нет единого эталона. Контурообразующие детали планера изготавливают связанно на основе эталона — системы плоских сечений (плазов) или пространственного эталона поверхности, а оборудование и коммуникации расставляют по размерам чертежа.

2.3.5. Особенности обеспечения взаимозаменяемости бортовых систем; увязка на основе базового эталона

Если принять трудоемкость сборочно-монтажных работ за 100%, то от этого объема монтажные работы занимают до 40%, а для некоторых самолетов и до 50%. Поэтому обеспечение взаимозаменяемости деталей и узлов установки бортового оборудования и прокладки коммуникаций заслуживает равного внимания и проработки по сравнению с обеспечением взаимозаменяемости деталей, узлов и агрегатов планера.

Увязка размеров, координирующих установку оборудования, приборов и коммуникаций внутри планера, преследует прежде всего цель преодолеть оптимальным вариантом размещения тесноту и высокую плотность, расставить все так, чтобы выдержать необходимые зазоры, подходы для монтажа и обслуживания. Для оценки насыщенности внутреннего объема агрегатов планера

бортовым оборудованием используют так называемый коэффициент насыщенности, равный

$$K_{\text{нас}} = \sum s_i / s, \quad (2.79)$$

где s — свободная от конструктивных элементов планера площадь сечения агрегата в интересующей зоне; s_i — площадь сечений расположенных и проходящих через данное сечение агрегата функциональных и вспомогательных элементов систем.

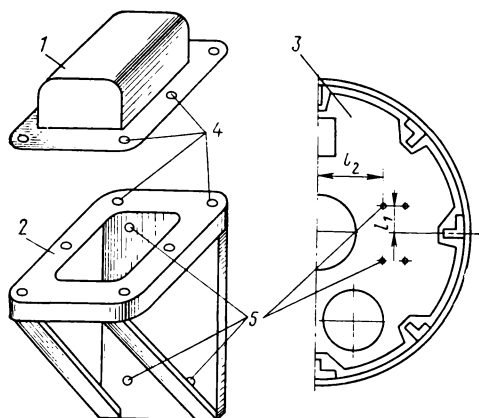


Рис. 89. Увязка размеров при установке прибора:

1—прибор, устанавливаемый на кронштейне 2, который, в свою очередь, монтируют на шпангоуте 3 планера самолета; 4—отверстия в готовом изделии и кронштейне, которые должны быть увязаны для обеспечения межзаводской взаимозаменяемости; 5—отверстия в кронштейне и в шпангоуте, которые должны быть увязаны для обеспечения внутризаводской взаимозаменяемости

В связи с тем что на самолете, где площади и объемы строго ограничены, необходимо разместить многочисленное бортовое оборудование, имеющее сложные контуры и сложные трассы коммуникаций, независимое образование размеров сопрягаемых элементов систем и планера невозможно. Поэтому применяется связанное образование размеров.

Задача увязки размеров при размещении оборудования заключается в следующем.

1. Для бортового оборудования (аппаратуры, приборов, агрегатов), поставляемого самолетостроительному предприятию в порядке кооперации в качестве готовых изделий, необходимо увязать размеры расположения присоединительных стыковочных элементов на готовых изделиях с размерами присоединительных элементов на промежуточных узлах (промежуточных элементах

систем), на которых они устанавливаются в планере (рис. 89). Для этого завод — поставщик бортового оборудования дает чертеж изделия с размерами сетки стыковочных отверстий, шпилек, замков, штырей (в зависимости от конструкции) с допусками на эти размеры.

На самолетостроительном заводе в промежуточном узле разделяют стыковочные отверстия по кондуктору, изготовленному по размерам чертежа или по эталону стыка, согласованному с заводом-поставщиком. Это — обеспечение межзаводской взаимозаменяемости (отверстия 4 на рис. 89).

2. Промежуточный узел для установки готового изделия изготавливают на самолетостроительном заводе. Кроме отверстий для установки и фиксации готового изделия узел должен иметь сетку отверстий для установки и фиксации его на планере. Эти отверстия (отверстия 5 на рис. 89) должны быть увязаны между собой.

Кроме того, промежуточный узел должен занимать определенное место относительно базовых осей планера (размеры l_1 и l_2 на рис. 89) и относительно других элементов бортовых систем. Нарушение местоположения стыковочных отверстий для промежуточного узла может привести к невозможности его установки из-за нарушения зазоров или из-за того, что этому будут мешать другие элементы конструкции.

3. Надо протянуть кратчайшим путем и закрепить коммуникации от источников энергии к исполнительным органам, минуя элементы конструкции планера и элементы систем. Напомним, что на современном крупном самолете может быть размещено более тысячи потребителей электроэнергии; общая потребляемая мощность 200—300 кВт, а протяженность электропроводки достигает 100—200 км; число паяных и опрессованных соединений проводов составляет несколько десятков тысяч. В зависимости от класса самолета общая протяженность трубопроводов может быть 300—800 м, количество соединений — несколько тысяч.

В связи с тем что внутренний объем планера плотно насыщен оборудованием, прокладка электрожгутов, кабелей, трубопроводов, тяг происходит по весьма сложной трассе, требующей тщательной увязки размеров.

4. Надо увязать размеры, фиксирующие разъемы коммуникаций, расположение соединений и расположение присоединительных элементов. При соединении узлов и агрегатов планера необходимо обеспечить не только плавность контуров и совпадение стыковочных отверстий, но и совпадение соединительных элементов всех коммуникаций — штепсельных разъемов, разъемов трубопроводов, тяг управления и тросов.

Вся увязка размеров по пп. 2, 3 и 4 относится к внутризаводской взаимозаменяемости, и схема ее реализации разрабатывается на самолетостроительных заводах.

В связи со сложностью увязки размеров многочисленных элементов конструкции и бортовых систем успех решения задачи во многом зависит от выбранного исходного эталона. Ясно, что система плоских сечений, принимаемая как эталон в плазово-шаблонном методе, не полностью удовлетворяет этим требованиям. Пространственный макет поверхности, принимаемый как эталон в эталонно-шаблонном методе, предназначен более для обеспечения увязки контурообразующих элементов конструкции; пространственный эталон не вскрывает внутреннего оборудования планера. Вполне очевидно, что чем ближе исходный эталон отражает реальный объект производства, не только планер, но самолет в целом, тем успешнее может быть решена задача геометрической увязки планера и бортовых систем.

Следует отметить сложность и крупногабаритность многих видов оборудования, подлежащего установке на планере: двигатели, шасси, баки, система управления, рули, элероны, щитки, фонарь, кресла. В задачу увязки и взаимозаменяемости входит отработка кинематики всех подвижных частей самолета.

Геометрическую увязку элементов систем самолета производят в два этапа:

- предварительная увязка расположения элементов систем на плоских плазах;

- окончательная пространственная увязка расположения элементов систем.

Геометрическая увязка на первом и втором этапах является по существу конструктивно-технологической отработкой монтажей бортовых систем. Без этой отработки конструкторские отделы не могут выпустить окончательно рабочие чертежи на системы; технологические отделы участвуют в отработке для обеспечения хорошего доступа к оборудованию, сокращения длин и перегибов коммуникаций, для изыскания возможностей панелирования и агрегатирования элементов систем, назначения технологических разъемов и др.

Предварительную увязку совмещают с увязкой элементов планера при расчерчивании конструктивных плазов. При этом расчерчивают контуры элементов систем по отдельным сечениям, производят кинематическую увязку подвижных частей, намечают положение магистральных электропроводных и трубопроводных трасс, разъемы, отводы, размещают в отведенных объемах планера оборудование и аппаратуру.

Однако из-за сложности, многоэлементности бортовых систем не удастся точно увязать их размещение в планере на плазах, поэтому, как правило, все предварительные варианты размещения окончательно увязывают на пространственном макете или эталоне.

В производстве самолетов малых размеров для объемной увязки выделяют отдельный экземпляр самолета, который называется технологическим. В производстве тяжелых самолетов

выделяют отдельные технологические агрегаты, наиболее насыщенные элементами систем: кабина, приборный отсек, шассийные отсеки, зона двигателя и др. На технологическом самолете или агрегатах окончательно отрабатывают расположение элементов систем, а затем на основе этого создают вторичные эталоны — эталонные элементы систем, которые далее используют как жесткие носители формы и размеров коммуникаций, промежуточных и других элементов, подобно тому, как используют шаблоны в плазово-шаблонном методе. По вторичным эталонам изготовляют или уточняют уже сделанную технологическую и контрольную оснастку.

Отработка систем на технологических самолетах и агрегатах имеет существенный недостаток. Он заключается в том, что этап окончательной увязки систем наступает слишком поздно, самолет уже изготавливается и в этот момент трудно влиять на конструкцию элементов планера; увязку систем на технологических агрегатах нельзя вести широким фронтом из-за ограниченности объемов и отсутствия хорошего доступа. Кроме того, разные эталоны для планера и для элементов систем не обеспечивают строгого согласования размеров сопрягаемых элементов.

В поисках единого эталона оформился так называемый *метод объемной увязки элементов планера и бортовых систем на основе базового объемного эталона агрегата*, сделанного по внутреннему контуру обшивки (по контуру ШК) агрегата, но в состав контрольно-эталонной оснастки включен еще один пространственный эталон — *контрэталон*, который выполнен не по отдельным сечениям, как в эталонно-шаблонном методе, а сплошным. Контрэталон — слепок всей поверхности агрегата, на котором увязывают размеры деталей и узлов планера и всех элементов бортовых систем (рис. 90).

Контрэталон представляет собой гладкий кессон, скопированный как слепок с базового эталона; он получил название «объемного плаза» (см. рис. 90,б), так как на его поверхности проводят, как и на плоском плазе, увязку конструкции, оперируя частично расчерчиванием, а в большей части — натурными элементами конструкции.

Кроме контрэталона, «объемного плаза», в данном методе предусматривается изготовление и включение в схему увязки образцовых деталей обшивок и каркаса, макетов оборудования, аппаратуры и коммуникаций.

В первую очередь увязывают и отрабатывают размеры деталей обшивки и каркаса на оснастке, изготовленной на основе базового эталона с помощью слепков; изготавливают и увязывают на «объемном плазе» образцовые детали каркаса, на базовом эталоне — образцовые детали обшивки. В дальнейшем образцовые детали обшивки и каркаса, пригнанные по контурам и стыкам, со всеми необходимыми отверстиями используют как своего рода пространственные шаблоны при корректировке и изготов-

лении новой оснастки. Всю сборочную оснастку и увязку стыковочных элементов агрегата отрабатывают также на основе базового эталона.

Во вторую очередь производят увязку и отработку монтажей на «объемном плазе» и эталонируют элементы систем; по эталонам элементов систем и трасс коммуникаций изготавливают технологическую оснастку для их сборки и монтажа.

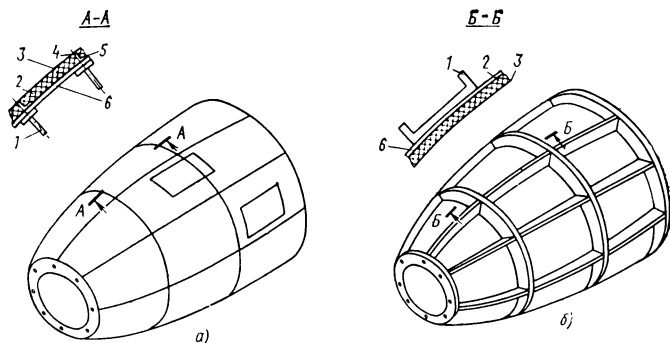


Рис. 90. Базовый эталон (а) и «объемный плаз» (б):

1—элемент каркаса; 2—облицовка из эпоксипласта; 3—рабочий контур (контур ШК); 4—оси шпангоутов; 5—элементы каркаса, обработанные по контуру ШК; 6—поддон

На рис. 91 показана укрупненная схема увязки размеров заготовительной и сборочной оснастки на основе базового эталона агрегата и «объемного плаза». Как видно из схемы, ведущая роль в увязке размеров деталей самолета и элементов его бортовых систем отведена «объемному плазу». Здесь устранено расогласование размерных цепей изготовления элементов обшивки, каркаса и сборочного приспособления на основе объемного эталона поверхности и изготовления элементов бортовых систем на основе теоретических, конструктивных чертежей и плазов. Метод объемной увязки предусматривает увязку размеров элементов планера и элементов бортовых систем на основе одного источника — «объемного плаза».

Процесс увязки является довольно кропотливым и сложным трудом. Заготовительные цехи подают на отладку на «объемном плазе» несколько комплектов деталей. Практически для полной увязки размеров собирают полностью натурный каркас в кессоне «объемного плаза» и монтируют макеты оборудования и аппаратуры, прокладывают трассы для электрожгутов, кабелей, трубопроводов. Естественно, что при увязке в некоторых случаях возникает расогласование размеров. Его не просто устраняют, а выявляют причину и при необходимости корректируют исходные источники — теоретические чертежи, конструктивные плазы, разбивку на базовом эталоне. При обработке трасс коммуника-

ций изыскивают кратчайшие пути, устраняя перегибы или выполняя перегибы в одной плоскости.

Технологические службы одновременно прорабатывают схему проведения монтажных работ начиная с цехов узловой и агрегатной сборки, прорабатывают технологические разъемы элементов систем, исходя из условия создания отдельных панелей монтажной, секций или блоков, характеризующихся и с конструктивной и с технологической стороны законченностью. Панелирование элементов систем обеспечивает расширение фронта монтажных работ и испытаний.

Окончательно отработанные и увязанные монтажи принимает специальная комиссия и эталонирует. Сборку агрегата в контрэталоне и монтаж элементов систем производят по сборочным отверстиям, систему которых отрабатывают, начиная с базового эталона.

Базовый эталон агрегата имеет металлический каркас и облицовку рабочей поверхности из эпоксипласта (композиция из эпоксидной смолы и наполнителя). На чисто обработанной поверхности эталона расчерчивают координатные оси, оси стрингеров, шпангоутов, стыки обшивок, контуры люков и другие плазовые разбивки. В поверхность эталона заделывают втулки по осям сборочных и базовых отверстий. Рабочий контур эталона получают заливкой; каркас эталона снаружи закрывают так называемой технологической обшивкой, опирающейся на элементы 5 (см. рис. 90,а) каркаса, установленные по осям 4 шпангоутов и обработанные по контуру ШК. Зазор между технологической обшивкой и поддоном 6 заливают эпоксипластом, после застывания которого технологическую обшивку снимают и поверхность эталона обрабатывают до получения необходимой чистоты, достаточной после покрытия для расчерчивания тушью плазовых разбивок. По базовому эталону отрабатывают образцовые обшивки агрегата.

«Объемный плаз» состоит также из каркаса 1 (см. рис. 90,б), облицовки 2 из эпоксипласта, рабочий контур 3 которой получают непосредственным копированием с поверхности базового эталона путем слепка. Каркас «объемного плаза» располагают (собирают) вокруг подвешенного на оси базового эталона. Зазор между поддоном 6 и рабочей поверхностью базового эталона заливают эпоксипластом. Для крупных агрегатов «объемный плаз» делают составным для облегчения и для расширения фронта работ по сборке в нем агрегата; это облегчает также удаление базового эталона после застывания эпоксипласта. После очистки вогнутой поверхности контрэталона на нее переносят все разбивки с поверхности базового эталона.

Образцовые или эталонные детали представляют собой точные копии увязанных деталей; в них просверлены сборочные, базовые или направляющие отверстия. Эталоны коммуникаций создают путем прокладки трассы электрожгута или тру-

бопровода с использованием мягкой проволоки, из которой делают как бы шаблон трассы или участка трассы, по которому затем изготавливают полный эталон, т. е. эталон, сделанный из требуемых по чертежу полуфабрикатов, с необходимыми законцовками (штепсельными разъемами, ниппельными соединениями).

По созданным эталонам делают технологическую оснастку, необходимую для проведения монтажных работ:

- разделочные приспособления, кондукторы для сверления и развертывания отверстий под установку элементов систем в деталях планера, в кронштейнах, платах, уголках и других промежуточных элементах;

- монтажные приспособления (сборочные) для правильного взаимного расположения элементов систем на планере, на платах;

- приспособления для фиксации разъемов коммуникаций;
- контрольно-регулируемые приспособления.

Таким образом осуществляется увязка расположения элементов планера и элементов бортовых систем на основе единого пространственного эталона.

Эталонно-шаблонный метод и метод объемной увязки связаны с изготовлением пространственных эталонов поверхностей — тяжелых и дорогостоящих. Необходимость сохранения стабильными размеры эталонов обуславливает их тяжелый вес. Существуют определенные пределы длин и сечений агрегатов, когда еще можно сохранить жесткость эталонов и прогибы в определенных пределах (допускается прогиб от собственного веса не более 0,1 мм). Далее с увеличением размеров становится трудно предотвратить большие прогибы из-за невозможности сохранить достаточную жесткость эталонов. Поэтому эти методы применяют только для военных и гражданских самолетов легкого типа.

Кроме того, что методы увязки на основе объемных эталонов связаны с техническими трудностями, они являются весьма дорогостоящими, длительными по срокам подготовки производства. Именно по экономическим соображениям метод объемной увязки размеров в «объемном плазе» рекомендуется применять только для самолетов, весьма насыщенных бортовым оборудованием, когда трудно разместить все элементы систем в отводимых объемах планера и когда коэффициент насыщенности планера бортовыми системами, определяемый уравнением (2.79), превышает значения 0,6. Большой объем производства сложной и крупногабаритной контрольно-эталонной оснастки удорожает изделия, удлиняет налаживание серийного их изготовления, отвлекая большие мощности предприятия на вспомогательные работы.

Для сокращения количества и упрощения технологической оснастки для сборки узлов и агрегатов все шире стали применяться методы сборки по отверстиям — по сборочным или коор-

динатно-фиксирующим отверстиям. В этом случае нет необходимости на сборочных приспособлениях иметь много контурных фиксаторов узлов и агрегатов по их внешнему обводу, так как контуры и размеры сборочных единиц здесь определяются не рубильниками, а расположением сборочных отверстий (см. рис. 14). Рубильники в данном случае нужны лишь как поддерживающие устройства или их можно использовать для контроля обводов; сборочная оснастка существенно упрощается.

При сборке по отверстиям сборочные и координатно-фиксирующие отверстия должны быть увязаны начиная от плаза и кончая сборочным приспособлением и детальной оснасткой. Контуры деталей должны быть строго ориентированы относительно сборочных отверстий ввиду того, что производственные погрешности размеров деталей в данном случае влияют на погрешность собранного узла или агрегата. Упрощение сборочной оснастки компенсируется предъявлением более высоких требований к точности деталей, что является также теневой стороной сборки узлов и агрегатов по отверстиям.

2.4. ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ НЕЗАВИСИМОГО ОБРАЗОВАНИЯ РАЗМЕРОВ

Узкий фронт и большой цикл работ подготовки серийного производства самолетов, обусловленные применением связанного образования размеров изделий при плазово-шаблонном, эталонно-шаблонном или ином методе связанного образования размеров, могут быть преодолены только путем включения большей доли независимого производства элементов планера и бортовых систем. Производство часто не может строго соблюсти связанный метод производства; для расширения фронта работ допускается независимое изготовление шаблонов и калибров разъема для крупных отсеков фюзеляжа с разделкой базовых и кондукторных отверстий на прецизионных координатно-расточных станках, допускается дублирование эталонов, а также изготовление некоторых видов контрольно-эталонной оснастки не по исходному эталону, а по производному. При отработке эталонов или калибров стыков допускается относительная самостоятельность разделки стыковочных элементов.

Большие возможности независимого изготовления шаблонов и другой оснастки обеспечивает аналитическое задание контуров. В этом случае вообще отпадает необходимость графической увязки контуров и конструкции на плазе. Для хорошей увязки размеров приемлемо изготовление с достаточно высокой степенью точности контуров шаблонов независимым способом на станках с программным управлением.

Достаточное оснащение производства электронно-вычислительной техникой и станками с программным управлением ко-

ренным образом изменяет увязку размеров изделий и, обеспечение взаимозаменяемости. Создаются предпосылки более широкого внедрения независимого способа производства изделий путем изготовления их с заданной точностью. Если система програм-



Рис. 92. Схема увязки размеров оснастки при независимом изготовлении на станках с программным управлением

много управления обеспечивает выполнение контуров при обработке с допуском $\pm 0,1$ мм, то поле погрешности увязки размеров двух сопрягаемых деталей будет равно сумме полей погрешностей деталей, т. е. 0,4 мм, что во многих случаях удовлетворяет точностным требованиям.

На рис. 92 показана схема изготовления обтяжных пуансонов, формблоков, контурных фиксаторов сборочных приспособлений. Вся эта оснастка по каждому сечению может быть изготовлена без расчерчивания плаза и без изготовления шаблонов, тем более, что по отдельным сечениям многие контуры представляют собой эквидистанты по отношению к внешнему теоретическому обводу. Изготовление оснастки по указанной схеме независимого изготовления освобождает производство от огромной и трудоемкой работы по проектированию и изготовлению эталонной оснастки. При автоматизированной системе разработки программ с помощью электронно-вычислительных машин это направление обещает дать существенное сокращение сроков и уменьшение стоимости подготовки производства.

Две большие проблемы необходимо решить, чтобы окончательно утвердить преимущественное применение общемашиностроительного принципа взаимозаменяемости в самолетостроении — независимого изготовления сопрягаемых элементов:

- построение и увязка внешних контуров, увязка размеров элементов конструкции планера и бортовых систем без постройки эталонов;

- материализация контуров, воплощение запроектированных контуров в деталях, узлах, агрегатах без наличия контрольно-эталонной оснастки.

Первая проблема решается внедрением математических методов задания теоретических контуров, что (хотя и не по всей поверхности) обеспечивает увязку размеров элементов планера без графической увязки на плазе. Это направление нашло широкое применение во всех ведущих конструкторских бюро. Значительно менее охвачена математическими методами увязка размеров бортовых систем. Здесь применяется преимущественно, так сказать, «ручная» увязка размеров элементов систем и их взаимное расположение на плоских и объемных эталонах. Однако и в этой области становится все труднее и труднее произвести качественно увязку размеров вследствие многоэлементности систем, сложности их форм и все более ощутимой тесноты внутри планера самолета.

Практически увязка и отработка размеров не заканчивается в сфере подготовки производства (на эталонной оснастке), а продолжается и в сфере основного производства при строительстве первых серий самолетов, что, естественно, сдерживает выполнение планов выпуска серийных самолетов. Передача в серийное производство недостаточно строго отработанных и увязанных по размерам самолетов весьма усложняет не только серийное производство, но и проведение работ по дальнейшей увязке размеров. Поэтому весьма важно изыскание новых методов размерной увязки элементов бортовых систем с привлечением аналитических методов и вычислительной техники.

При объемной геометрической увязке и обеспечении взаимозаменяемости систем основными задачами являются: нахождение оптимальных компоновок элементов систем в заданных объемах планера и трасс коммуникаций, расчет сложных пространственных размерных цепей и определение рациональных допусков на размеры элементов систем и их взаимное расположение, выбор технологических процессов и оснащения.

Каждая из перечисленных задач сводится к выбору из многочисленных вариантов решений одного варианта, удовлетворяющего одному основному или нескольким требованиям, например, наименьшей стоимости или наименьшей стоимости и наименьшему сроку отработки, или наименьшей трудоемкости, т. е. задача сводится к отысканию оптимального варианта при одном или нескольких параметрах оптимизации. Это не простая задача, так как на варианты компоновок влияет большое число факторов, которые необходимо учитывать, факторов конструктивных, производственных, эксплуатационных. Поэтому при существующих методах пространственной увязки, когда выбор оптимального варианта основан на ручном труде и зависит от квалификации и опыта исполнителей, нельзя быть уверенным в том, что принятый вариант размещения систем является оптимальным, что нет другого более удачного варианта, например, прокладки трассы трубопровода или электрожгута с точки зрения длины и веса коммуникации, заполнения объема, удобства монтажа и т. д.

В настоящее время требуется разработка расчетно-аналитических методов геометрической пространственной увязки элементов систем. Например, задача размещения элементов систем в заданном пространстве может быть решена аналитически, если объект увязки принять в виде математической модели, в которой каждому элементу дают шесть геометрических параметров: три собственных параметра элемента—его длину, ширину, высоту—и три параметра его положения в пространстве—координаты его фиксированной точки. Если далее всем элементам присвоить номера от 1 до n , то варианты компоновок будут представлять собой некоторые перестановки из n элементов. При отсутствии каких-либо ограничений общее число перестановок (вариантов компоновок) равняется $n!$. При наложении ограничений различного характера, в том числе и ограничений по критериям оптимальности, число перестановок сокращается. Перебрав все возможные варианты компоновок на ЭВМ, можно остановиться на компоновке, являющейся в определенном смысле предпочтительной по отношению к другим.

Задача по отысканию оптимальных трасс коммуникаций решается таким же путем.

Полученные расчетом компоновки дают номинальные размеры (координаты) расположения элементов систем на планере. Для проверки реальности компоновок с учетом производствен-

ных погрешностей изготовления деталей планера и их сборки, погрешностей размеров элементов систем, а также для назначения допусков на их размещение необходимо произвести размерный анализ с решением взаимосвязанных пространственных размерных цепей.

Наши примеры ограничивались решением лишь плоских и параллельных размерных цепей. Решение сложных размерных цепей и расчет допусков связаны с большими трудностями; решения могут быть получены при использовании теории графов. Размерная цепь выражается в виде графа, вершины его представляют собой поверхности, оси, точки, ориентируемые размерами, а ребра — сами размеры.

Увязка размеров изделий, являющаяся основой взаимозаменяемости, должна осуществляться на этапе проектирования самолета.

Так как основы проектирования разработаны еще недостаточно, то к увязке размеров привлекаются технологические службы и применяется строительство эталонов. Развивающиеся в настоящее время основы машинных методов проектирования, очевидно, сократят эту цепочку. При помощи ЭВМ можно будет провести аналитическим путем полный размерный анализ и расчет допусков, выполнение которых обеспечивает взаимозаменяемость всех элементов конструкции самолета. Колоссальный труд инженеров и рабочих, исчисляемый десятками и сотнями тысяч часов, затрачиваемый на увязку конструкции, увязку размеров конструктивных элементов и назначение полей допусков, может быть интенсифицирован благодаря применению электронно-вычислительных машин.

Вторая проблема — материализация сложных, запроектированных контуров с заданной расчетом степенью точности, достаточной для обеспечения взаимозаменяемости, затрагивает сферу производства. Только совершенствование средств производства может обеспечить решение этой сложной проблемы. Совершенно бесперспективно ставить и решать эту проблему, если на производстве все проектные контуры будут воспроизводиться разметкой, а обработка будет вестись на оборудовании с ручным управлением. О точном соблюдении полей допусков при обработке сложных контуров деталей или технологической оснастки можно говорить на реальной основе только при достаточном оснащении производства оборудованием с программным управлением и автоматизированными системами для разработки программ. Автоматизированное воспроизведение аналитически увязанных контуров делает реальным внедрение независимого способа образования размеров сопрягаемых элементов конструкции самолетов.

2.5. НАЗНАЧЕНИЕ ДОПУСКОВ

Согласно уравнению (2.9) допуски на размеры A и B сопрягаемых деталей

$$\delta_A = \sum_{i=1}^{n-1} \omega_{Ai}; \quad \delta_B = \sum_{j=1}^{m-1} \omega_{Bj}.$$

Поля погрешностей ω можно заменить допусками

$$\delta_A = \sum_{i=1}^{n-1} \delta_{Ai}; \quad \delta_B = \sum_{j=1}^{m-1} \delta_{Bj}. \quad (2.80)$$

Допуск увязки согласно уравнению (2.46)

$$\delta_{AB} = \delta_A + \delta_B = \sum_{i=1}^p \delta_{Ai} + \sum_{j=1}^q \delta_{Bj}, \quad (2.81)$$

где p — число индивидуальных составляющих звеньев размерной цепи с размером A ; q — то же, с размером B . Общие составляющие звенья обеих размерных цепей, как известно, не влияют на точность увязки.

При связанном образовании размеров изделий назначают допуск на увязку размеров сопрягаемых элементов (допуска на обводы, ступеньки, зазоры). Это придает определенность левой части уравнения (2.81). Решение уравнения допусков заключается в том, чтобы, зная допуск на замыкающее звено размерной цепи, определить или назначить допуски на составляющие звенья. Такое решение дает возможность судить об уровне требований по точности, об уровне технических трудностей выполнения заданной точности замыкающего звена, о возможных вариантах технологических процессов, которые могут обеспечить заданные точности, о применяемом технологическом оснащении и др. Решение размерных цепей определяет весь строй технологического процесса от изготовления деталей до постройки агрегата.

Назначение допусков на составляющие звенья исходя из заданного допуска на увязку производят в следующем порядке:

— составляют поддетальные размерные цепи сопрягаемых деталей с размерами A и B , чтобы увязать размеры деталей для их сборки в узел; составляют полные сборочные размерные цепи сопрягаемых узлов с размерами A и B , чтобы увязать размеры узлов для их сборки в агрегат;

— составляют уравнения допусков для сопрягаемых размеров A и B и уравнение допусков взаимной увязки их размеров;

— исходя из заданного допуска увязки δ_{AB} определяют допуск p звеньев объекта с размером A и q звеньев объекта с размером B .

Так поступают при связанном образовании размеров сопрягаемых объектов, когда на увязку влияют только звенья индивидуального характера. При независимом образовании размеров число составляющих звеньев при взаимной увязке будет больше из-за отсутствия общего эталона.

Назначение допуска на каждое звено представляет некоторые трудности и требует от исполнителей определенной квалификации и знания производства. Если взять независимый способ изготовления изделий, то здесь допуск по определенному классу задается в зависимости от номинального размера. Допуск δ_i на i -е составляющее звено принимают зависимым от номинального размера A_i по степенному закону [11]

$$\delta_{Ai} = a A_i^b, \quad (2.82)$$

где a и b — постоянные, зависящие от видов применяемых технологических процессов. В случае однотипных технологических процессов допуск замыкающего звена

$$\delta_A = \sum_1^{n-1} \delta_{Ai} \quad (2.83)$$

может быть принят из условия равных влияний и тогда $b=1$; пределы изменения показателя степени зависят от точностных характеристик технологических процессов. Для точных процессов берется меньшее значение, для менее точных — большее.

В уравнение (2.83) можно подставить значение δ_{Ai} из уравнения (2.82) и определить параметр a :

$$\delta_A = a \sum_1^{n-1} A_i^b; \quad a = \frac{\delta_A}{\sum_1^{n-1} A_i^b}. \quad (2.84)$$

После определения параметра a при осредненном значении b по уравнению (2.82) определяют значения допусков для каждого составляющего звена в зависимости от номинальных размеров.

В этой методике определения допусков обобщен колоссальный опыт машиностроительной и приборостроительной промышленности; в ее основе заложен экономический принцип — изготовление изделия с наименьшими затратами труда.

В самолетостроении отсутствует подобная отработанная методика расчета допусков на составляющие звенья. Во-первых, самолетостроительное производство при плазово-шаблонном или эталонно-шаблонном способе увязки размеров не имеет в чертежах номинальных размеров, на которые при независимом спосо-

бе производства назначают допуска. Независимо от формы и размеров изделий допуск устанавливают как *допустимое отклонение действительных размеров деталей или узлов от некоторого эталона*, например ШКК, общего для сопрягаемых элементов. Если допустимое отклонение размера объекта обозначить $\pm \delta_{Aш}$, то это значит, что действительный размер A может иметь значения в пределах

$$A_{ш} - \delta_{Aш} \leq A \leq A_{ш} + \delta_{Aш}, \quad (2.85)$$

где $A_{ш}$ — размер эталона (шаблона).

Во-вторых, при связанном образовании размеров нет однозначной связи между допусками на сопрягаемые размеры A и B (δ_A и δ_B) и допуском на увязку этих размеров. При независимом способе, если заданы допуски δ_A и δ_B , сразу определен и допуск увязки или, как говорят, допуск соединения ($\delta_{AB} = \delta_A + \delta_B$). При зависимом способе, как правило,

$$\delta_{AB} < \delta_A + \delta_B$$

вследствие того, что при сложении допусков δ_A и δ_B сокращаются все общие звенья до эталона включительно, относительно которого заданы предельные отклонения (ШКК). Допуск увязки равен

$$\delta_{AB} = \delta_{Aш} + \delta_{Bш}, \quad (2.86)$$

где $\delta_{Aш}$ и $\delta_{Bш}$ — допустимые отклонения размеров A и B от эталона, от шаблона ШКК.

В разд. 2.2 были проанализированы составляющие звенья размерных цепей. В их структуре есть две группы погрешностей: погрешности, связанные с переносом размеров с эталонов на технологическую оснастку, и погрешности, возникающие при выполнении самих технологических процессов. Распределение суммарного допуска между составляющими i -ми и j -ми звеньями размерной цепи [см. уравнение (2.82)] было бы целесообразным произвести исходя также из экономических соображений, чтобы себестоимость изделий была минимальной. Для этого должна быть известна функциональная связь между себестоимостью C изделия и точностью его размеров, выраженной допусками δ_i , для различных видов технологических процессов (механическая обработка, штамповка и др.) с учетом многих других факторов: характера операции, габаритных размеров деталей, их жесткости, обрабатываемого материала и др.

В общем случае эта зависимость является весьма сложной, и если принимают для ее характеристики простейшие уравнения, то при этом допускается определенная степень приближенности. Аппроксимация гиперболической функцией может быть представлена так [11]

$$C_i = a_i + \frac{b_i}{\delta_i}, \quad (2.87)$$

где C_i — затраты на обработку; δ_i — допуск на составляющее звено; a_i и b_i — постоянные величины, характерные для данного процесса обработки (их определяют опытным путем).

Для отыскания допуска δ_i составляющего звена необходимо решить систему двух уравнений (2.83) и (2.87) при $C_i \rightarrow \min$.

В практической деятельности используют опыт промышленности, соблюдая общие правила:

- технологическую оснастку изготавливают с большой точностью по второму, а иногда и по первому классу точности;

- высокие точности предъявляют к настроечным размерам оборудования (установка упоров, установка резца на заданный размер и др.);

- погрешности процессов обработки (пружинение, термические поводки и др.) необходимо учитывать в технологической оснастке;

- распределение допусков на размеры, получаемые разными методами обработки, производят с учетом точностных характеристик этих методов.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПУТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

3.1. ПОКАЗАТЕЛИ НАДЕЖНОСТИ

Надежностью называется свойство машины выполнять заданные функции, сохраняя свои эксплуатационные показатели в заданных пределах в течение требуемого промежутка времени или требуемой наработки.

Надежность является сложным показателем качества машины, а для самолетов — определяющим показателем, так как от уровня надежности зависит безопасность полетов, а следовательно, и безопасность жизни людей. Уровень надежности зависит от безотказности, долговечности, сохраняемости и ремонтпригодности как составных частей, так и самолета в целом. На рис. 93 показана классификация возможных показателей надежности изделия, причем под изделием следует понимать как самолет, так и его составные части вплоть до отдельных деталей, смотря по тому, относительно чего определяется надежность [18]. Многообразие показателей свидетельствует о сложности понятия «надежность», о его комплексном и интегральном характере.

Дадим определения и содержание некоторых других показателей.

Показатели, характеризующие безотказность работы изделия:

1. *Вероятность безотказной работы* — вероятность того, что в заданном интервале времени или пределах заданной наработки не возникнет отказ изделия.

2. *Средняя наработка до отказа* — среднее значение наработки изделия в партии до отказа.

3. *Наработка на отказ* — среднее значение наработки ремонтируемого изделия между отказами.

4. *Интенсивность отказов* — вероятность отказа неремонтируемого изделия в единицу времени после данного момента времени при условии, что отказ до этого момента не возник.

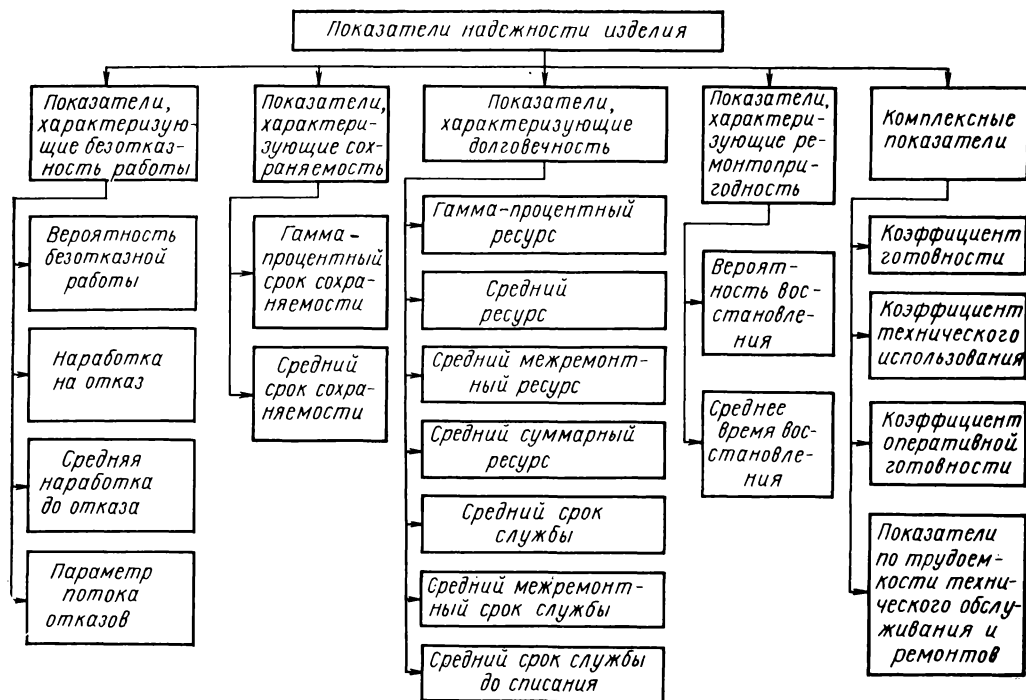


Рис. 93. Показатели надежности изделия

5. *Параметр потока отказов* — среднее количество отказов ремонтируемого изделия в единицу времени, взятое для рассматриваемого момента времени.

Показатели, характеризующие долговечность:

1. *Ресурс* — наработка изделия до предельного состояния, оговоренного в технической документации.

2. *Гамма-процентный ресурс* — ресурс, который имеет и превышает в среднем обусловленное число (γ) процентов изделий данного типа.

3. *Средний ресурс* — средний ресурс для данной партии изделий.

4. *Срок службы* — календарная продолжительность эксплуатации изделия до момента возникновения предельного состояния, оговоренного в технической документации, или до списания.

Показатели сохранности:

1. *Сохраняемость* — свойство изделия сохранять обусловленные эксплуатационные показатели в течение и после срока хранения и транспортирования, установленного в технической документации.

2. *Гамма-процентный срок сохранения* — период сохранения эксплуатационных показателей, который имеет обусловленное число (γ) процентов изделий данного типа.

Показатели ремонтпригодности:

1. *Ремонтпригодность* — свойство изделия, заключающееся в его приспособленности к предупреждению, обнаружению и устранению отказов и неисправностей путем проведения технического обслуживания и ремонтов.

2. *Вероятность восстановления* — вероятность восстановления работоспособности изделия в заданное время.

3. *Среднее время восстановления* — среднее время восстановления работоспособности изделия.

Более общие показатели, характеризующие работу изделия:

1. *Работоспособность* — состояние изделия, при котором оно способно выполнять заданные функции с параметрами, установленными требованиями технической документации.

2. *Безотказность* — свойство изделия сохранять работоспособность в течение некоторой наработки без вынужденных перебоев.

3. *Долговечность* — свойство изделия сохранять работоспособность до предельного состояния с необходимыми перерывами для технического обслуживания и ремонтов.

Комплексные показатели, характеризующие эксплуатационную эффективность машины:

1. *Коэффициент готовности* — вероятность того, что машина будет работоспособна в произвольно выбранный момент времени

в промежутках между выполнениями планового технического обслуживания.

2. *Коэффициент технического использования* — отношение наработки машины в единицах времени за некоторый период эксплуатации к сумме этой наработки и времени всех простоев, вызванных техническим обслуживанием и ремонтами за тот же период эксплуатации.

Событие, нарушающее работоспособность машин или их элементов, называется *отказом*. Основные показатели надежности зависят от характера распределения отказов по времени наработки у группы машин, за которыми ведется наблюдение. Следовательно, качественные и тем более количественные характеристики надежности машины и ее элементов определяются экспериментальным материалом по отказам, статистическими данными, которые могут быть аппроксимированы затем определенными аналитическими зависимостями. Чем больше наблюдений, тем больше машин испытывается с целью изучения интенсивности их отказов, тем точнее может быть установлена зависимость распределения отказов по наработке, точнее может быть проверена аппроксимирующая кривая (теоретическое распределение), на основе которой может быть сделано точное прогнозирование показателей надежности (ресурс, наработка на отказ, срок службы, интенсивность отказов и др.) для машин или систем изучаемого типа.

В зависимости от объема экспериментального материала определение показателей надежности может быть произведено с большой точностью, если известна теоретическая кривая распределения отказов, и с меньшей точностью по приближенным уравнениям на основе статистических данных. Оценка точности расчетов показателей может быть дана при помощи методов математической статистики; распространена оценка с использованием метода доверительных интервалов.

Отказ обуславливается появлением неисправности в машине, в результате чего наступает или перерыв в работе машины, или ухудшаются показатели ее работы. Отказы разделяются на *внезапные, вызванные случайными факторами, и износные (постепенные)*, вызванные естественным износом элементов машин. Отказы классифицируются также *по последствиям*, которые они вызывают: невыполнение задания, вынужденная посадка, летное происшествие; *по времени и затратам*, которые требуются для восстановления работоспособности машины после отказа.

Вероятность $P(t)$ безотказной работы и вероятность отказов $Q(t)$ машины за время наработки t приблизительно может быть выражена так:

$$P(t) = (N - n) / N; \quad (3.1)$$

$$Q(t) = n / N, \quad (3.2)$$

где N — общее количество работающих или испытываемых машин;
 n — количество отказавших машин за время t .

Чем больше количество испытываемых машин N , тем с большей уверенностью можно распространить эти данные на следующие партии машин.

Сумма этих двух вероятностей равна единице:

$$P(t) + Q(t) = 1. \quad (3.3)$$

Отказы машин и их элементов относятся к случайным величинам. Вероятность появления в каждый данный момент отказа машины может быть прогнозирована только на основе большого экспериментального материала, представленного в виде кривых распределения частоты отказов по времени наработки изучаемых изделий. Отказы являются событиями, зависящими от совокупности многих случайных факторов, проявление которых можно предугадать только на основе обработки большого экспериментального материала. Поэтому учение о надежности базируется на закономерностях, выявленных методами математической статистики и теории вероятности.

На основе закономерностей, выявляемых в теории надежности, можно предсказать, а следовательно, и предотвратить возможные отказы и наметить пути повышения надежности.

Уравнения (3.1), (3.2) и (3.3) не содержат параметра времени; они могут быть использованы для определенного периода наработки; источником для определения N и n могут быть табличные данные, полученные в результате испытаний, где параметры, определяющие надежность, заданы дискретно для отдельных периодов наработки.

В теории надежности все характеристики определяются более точно исходя из условия, что распределение по времени изучаемого параметра задано непрерывной функцией $f(t)$, представляющей собой плотность распределения вероятностей отказов, как случайной величины, в определенном промежутке времени наработки.

Для подвижных элементов машин характерны так называемые износные (постепенные) отказы; закон распределения сроков службы таких элементов близок к нормальному распределению Гаусса [21]. На рис. 94,а показан закон распределения по времени сроков службы элементов; этот график представляет собой функцию $f(t)$ — плотность распределения вероятностей. По оси абсцисс отложено время t наработки, а по оси ординат частота $f(t)$ отказов элементов машин или систем конкретного наименования, например, гидравлических цилиндров, прекращающих выполнение своих функций по мере износа. При такой постановке эксперимента для получения плотности распределения вероятности отказов необходимо взять большое число цилиндров, изготовленных при установившемся технологическом

процессе, и соблюсти идентичность условий испытаний или эксплуатации.

Для построения кривой $f(t)$ распределения необходимо время t наработки разбить на определенные интервалы, определить, сколько цилиндров вышло из строя в каждом интервале, рассчитать параметры распределения: центр группирования

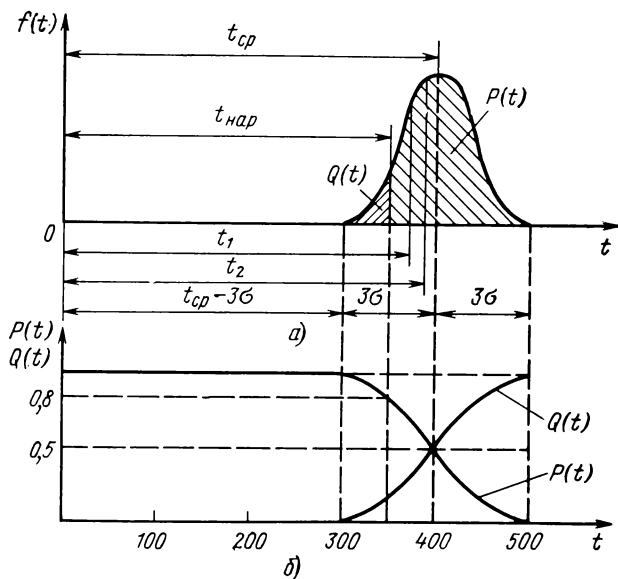


Рис. 94. Графики нормального распределения отказов:

а—график функции плотности распределения вероятностей; б—кривые вероятностей безотказной работы (надежности) $P(t)$ и отказов $Q(t)$

(математическое ожидание), среднее квадратичное отклонение, подобно тому, как это было сделано при построении кривых распределения погрешностей деталей [см. уравнения (2.20), (2.21)]. Математическое ожидание t_{cp} характеризует средний срок службы изделий, среднее квадратичное отклонение σ или дисперсия $D = \sigma^2$ —рассеивание сроков службы относительно центра группирования.

На основе закона распределения функции $f(t)$ определяют вероятность отказа в заданном промежутке времени наработки. Обозначим вероятность отказа в промежутке времени от t_1 до t_2 как $Q(t_1 \leq t \leq t_2)$; тогда

$$Q(t_1 \leq t \leq t_2) = \int_{t_1}^{t_2} f(t) dt. \quad (3.4)$$

При нормальном законе распределения функция $f(t)$ с учетом удаления центра группирования от начала координат (см. рис. 94,а) выражается так:

$$f(t) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(t-t_{\text{ср}})^2}{2\sigma^2}} \quad (3.5)$$

Средний срок службы $t_{\text{ср}}$ (математическое ожидание) для распределения дискретных величин определяется уравнением (2.20), а для непрерывной функции $f(t)$ распределения оно определяется интегралом

$$t_{\text{ср}} = \int_0^{+\infty} f(t) t dt. \quad (3.6)$$

Среднее квадратичное отклонение дискретных величин определяется уравнением (2.21), а для непрерывной функции — по уравнению

$$D = \sigma^2 = \int_0^{\infty} (t_{\text{ср}} - t)^2 f(t) dt, \quad (3.7)$$

где D — дисперсия, характеризующая, как и величина σ , рассеивание случайной величины относительно математического ожидания.

Протяженность участка на оси t , где расположена кривая нормального распределения, можно принять с небольшой погрешностью, равной 6σ ; тогда на графике рис. 94,а кривая распределения будет примерно расположена на участке времени от $t_{\text{ср}} - 3\sigma$ до $t_{\text{ср}} + 3\sigma$.

Вероятность отказов в разных промежутках времени наработки будет также разной. Подставим значение $f(t)$ из (3.5) в (3.4):

$$Q(t_1 \leq t \leq t_2) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \int_{t_1}^{t_2} e^{-\frac{(t-t_{\text{ср}})^2}{2\sigma^2}} dt \quad (3.8)$$

Видно, что в промежутке времени наработки от $t_1 = 0$ до $t_2 = t_{\text{ср}} - 3\sigma$ вероятность отказов близка к нулю; в разных участках времени наработка в зоне кривой распределения будет неодинаковой. Участок графика за кривой распределения не рассматривается, как не имеющий физического смысла; последние цилиндры отказали при наработке $t \approx t_{\text{ср}} + 3\sigma$.

Как видно из уравнения (3.6), вероятность появления отказа в заданном промежутке времени от t_1 до t_2 численно равна площади под кривой распределения (см. рис. 94,а).

На основе функции $f(t)$ (плотности распределения), которую называют дифференциальной функцией распределения, определяют интегральную функцию распределения $Q(t)$, которая вы-

ражает вероятность отказов при каждом данном времени наработки, т. е. от $t=0$ до $t_{\text{нар}}$ (см. рис. 94, а). Эта вероятность выражается уравнением

$$Q(t) = \int_0^{t_{\text{нар}}} f(t) dt; \quad Q(t) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \int_0^{t_{\text{нар}}} e^{-\frac{(t-t_{\text{ср}})^2}{2\sigma^2}} dt, \quad (3.9)$$

которое определяет площадь под кривой распределения от начала испытания или эксплуатации изделия ($t=0$) до заданной наработки ($t=t_{\text{нар}}$). На рис. 94, а эта площадь заштрихована и обозначена $Q(t)$. Изменение $t_{\text{нар}}$ изменяет и вероятность отказов $Q(t)$. Имея в виду соотношение (3.3) и то, что вся площадь под кривой нормального распределения в пределах от $-\infty$ до $+\infty$ равна единице, можно выразить вероятность безотказной работы или надежность $P(t)$ тем же выражением, что и (3.8), но с другими пределами интегрирования от $t_{\text{нар}}$ до ∞ (или приближенно до $t_{\text{ср}} + 3\sigma$), т. е.

$$P(t) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \int_{t_{\text{нар}}}^{\infty} e^{-\frac{(t-t_{\text{ср}})^2}{2\sigma^2}} dt. \quad (3.10)$$

Надежность $P(t)$ представляет собой всю остальную площадь под кривой распределения за площадью $Q(t)$; на рис. 94, а вся площадь под кривой распределения разделена на две площади $Q(t)$ и $P(t)$, численно равные вероятностям отказов и безотказной работы изделия. На рис. 94, б показаны графики распределения интегральных функций $Q(t)$ и $P(t)$; по оси времени t здесь условно даны цифры наработки, чтобы иллюстрировать чтение и использование показанных зависимостей.

Графики $Q(t)$ и $P(t)$ дают полное представление о работоспособности, долговечности, надежности, ресурсе машины. Из них видно, что до наработки 300 ч изделия не имеют отказов, они абсолютно надежны, полностью безотказны. Наработка 300 ч является минимальным ресурсом. Ресурс 350 ч будут иметь 80% изделий, а 400 ч — только 50%, т. е. половина изделий откажут до достижения наработки 400 ч. Время наработки в часах, в течение которого гарантируется определенный уровень безотказной работы (80%, 90%, 95%), определяется как гамма-процентный ресурс.

Средняя наработка до отказа применительно к нашему примеру совпадает со средним сроком службы изделий (см. рис. 94, а) и определяется как математическое ожидание $t_{\text{ср}}$ по уравнению (3.6). Приближенно, по опытным данным средняя наработка до отказа может быть определена следующим образом:

— проводится наблюдение за испытанием или эксплуатацией N изделий;

— определяется наработка каждого изделия до отказа ($t_1, t_2, \dots, t_N$);

— средняя наработка t_{cp} до отказа определяется по формуле

$$t_{cp} \approx \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N t_i. \quad (3.11)$$

Интенсивность отказов $\lambda(t)$ в каждый данный промежуток времени для партии испытуемых машин определяется уравнением

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{P(t)} \quad (3.12)$$

или по упрощенной формуле [24]

$$\lambda = \frac{\Delta N}{\Delta t \cdot N}, \quad (3.13)$$

где ΔN — количество изделий, отказавших в единицу времени на промежутке Δt ;

N — количество неотказавших машин к данному (рассматриваемому) моменту времени наработки t .

Интенсивность отказов характеризует вероятность отказов испытуемых машин после данного времени наработки t с учетом уменьшения числа N испытуемых машин за счет отказавших до рассматриваемого времени наработки. Как видно из уравнений, интенсивность отказов увеличивается с увеличением плотности распределения вероятностей и уменьшается с увеличением надежности $P(t)$.

Для большинства агрегатов и бортовых систем самолета нормальное распределение Гаусса не является характерным, так как здесь отказы являются не столько износowymi (постепенными), сколько неожиданными и внезапными, обусловленными многими, не поддающимися учету, случайными явлениями, которые сопутствуют испытанию и эксплуатации машин. Изучение внезапных отказов показало, что плотность вероятностей $f(t)$ подчиняется не нормальному, а экспоненциальному закону; для высоконадежных изделий с внезапными отказами наиболее подходящим является закон равной вероятности.

Экспоненциальному распределению соответствуют следующие уравнения:

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}; \quad (3.14)$$

$$P(t) = e^{-\lambda t}; \quad (3.15)$$

$$Q(t) = 1 - e^{-\lambda t}; \quad (3.16)$$

$$\lambda(t) = \lambda = \text{const}; \quad (3.17)$$

$$t_{cp} = 1/\lambda. \quad (3.18)$$

На рис. 95 показаны графики некоторых функций экспоненциального закона распределения [21].

При заданной надежности $P(t) > 0,9$ интегральную функцию (3.15) можно разложить в ряд и ограничиться первыми его членами, т. е.

$$P(t) = 1 - \lambda t = 1 - t/t_{cp}. \quad (3.19)$$

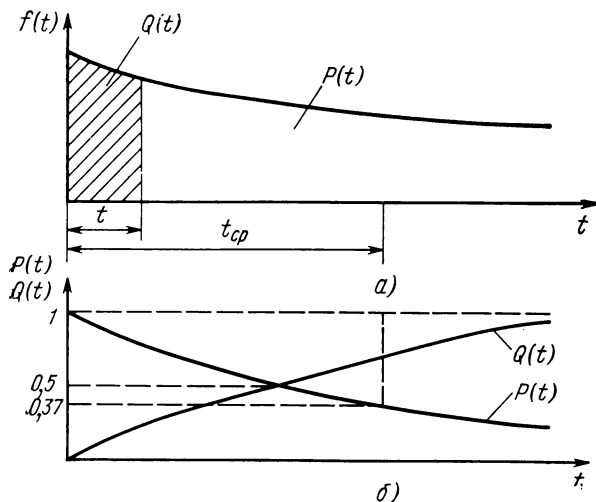


Рис. 95. Графики экспоненциального распределения отказов:

a —график функции плотности распределения вероятностей; $б$ —кривые вероятностей надежности $P(t)$ и отказов $Q(t)$

Для авиационной техники надежность $P(t)$ обеспечивается на высоком уровне, близкой к единице, поэтому на основании уравнения (3.12) можно сказать, что при $\lambda(t) = \lambda = \text{const}$ имеет место и $f(t) \approx \text{const}$, так как при $P(t) \rightarrow 1$ значение $\lambda(t) \rightarrow f(t)$. Значит, при работе и испытаниях высоконадежных элементов самолета, когда отказы бывают редкими явлениями, может быть принята гипотеза о равновероятностном законе распределения.

На рис. 96 приведены графики распределения вероятностей при $f(t) = c$, т. е. частота отказов по времени наработки одинакова: в каждом интервале времени из партии испытываемых машин отказывает одинаковое их число. Примем партию изделий $N = 200$; если в каждую условную единицу времени t отказывает 20 изделий, то частота $c = 0,1$. При наработке $t = 1$ по уравнению (3.9) $Q(t) = 0,1$ и $P(t) = 0,9$; убыль надежности по наработке следует линейному закону. Математическое ожидание, определяемое уравнением (3.6), $t_{cp} = 5$ условным единицам времени; оно совпадает со значением наработки до отказа.

Интенсивность отказов $\lambda(t)$ при $t < 1$ весьма близка к $c = 0,1$, что следует из уравнения (3.12); при $t = 1$ величина $\lambda = 0,111$; при $t = 2$ величина $\lambda = 0,125$, при $t = 4$ величина $\lambda = 0,166$. Далее интенсивность отказов (вероятность отказов после данной наработки) быстро возрастает, становясь при $t = 9$ равной единице, т. е. отказ после означенной наработки становится явлением абсолютно достоверным.

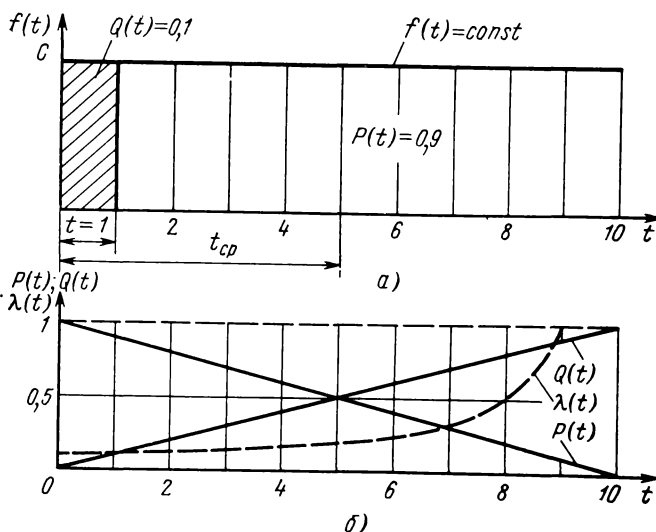


Рис. 96. Равнороятностный закон распределения отказов:

а—график функции плотности распределения вероятностей; б—графики вероятностей $Q(t)$, $P(t)$ и $\lambda(t)$

При эксплуатации сложных изделий отказы возникают как износные (постепенные), так и внезапные. Если возможно раздельное испытание и определение параметров надежности для узлов с износными отказами, то можно использовать рассмотренные нормальное и экспоненциальное распределения, а общую, суммарную надежность $P_{\Sigma}(t)$ подсчитать так:

$$P_{\Sigma}(t) = P_{\text{и}}(t) \cdot P_{\text{в}}(t) = \frac{e^{-\lambda t}}{\sigma \sqrt{2\pi}} \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-t_{\text{сп}})^2}{2\sigma^2}} dt,$$

где $P_{\text{и}}(t)$ — надежность узлов изделия с износными отказами;
 $P_{\text{в}}(t)$ — надежность узлов изделия с внезапными отказами.

На рис. 97 схематично показаны кривые убыли надежности узлов и изделия в целом по времени наработки.

При совокупном рассмотрении надежности изделий с износными и внезапными отказами из теоретических распределений

наиболее отвечающим действительности является распределение Вейбула; ему соответствуют следующие уравнения:

$$f(t) = \frac{mt^{m-1}}{t_0^m} e^{-t^m/t_0^m}, \quad (3.20)$$

$$P(t) = e^{-t^m/t_0^m}. \quad (3.21)$$

$$Q(t) = 1 - e^{-t^m/t_0^m}; \quad \lambda(t) = \frac{m}{t_0} t^{m-1};$$

$$t_{cp} = t_0^{\frac{1}{m}} \Gamma\left(1 - \frac{1}{m}\right), \quad (3.22)$$

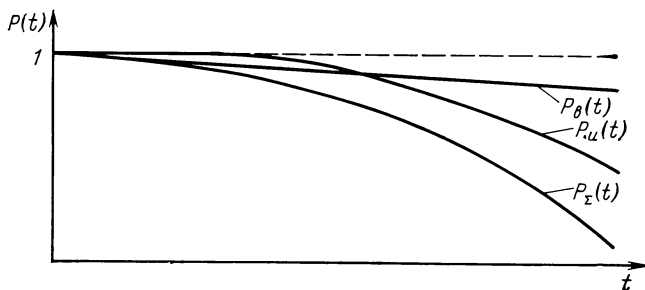


Рис. 97. Кривые убывания надежности $P(t)$ при совместном действии износовых и внезапных отказов

где m и t_0 — параметры распределения;

$$\Gamma — \text{гамма-функция } \Gamma(x) = \int_0^{\infty} x^m e^{-x} dx,$$

для которой имеются таблицы.

На рис. 98 показан характер распределения указанных вероятностей по времени наработки. Из уравнений и графиков видно, что при значении параметра $m=1$ распределение Вейбула соответствует экспоненциальному закону распределения с параметром $\lambda = 1/t_0 = \text{const}$ и что при $m > 1$ распределение Вейбула становится похожим на нормальное распределение Гаусса. Следовательно, приведенный закон распределения за счет изменения параметров может быть применен к изучению надежности разнообразных изделий. Там, где преобладают износовые отказы, можно принять $m > 1$, а где преобладают внезапные, $m=1$.

При стационарном потоке внезапных отказов (постоянном параметре потока) плотность распределения вероятностей отказов наиболее правильно характеризует распределение Пуассона

$$f(t) = \frac{a^k}{k!} e^{-a}, \quad (3.23)$$

где a —параметр распределения, а k принимает значения 0, 1, 2, 3, ... (число отказов в заданный промежуток времени).

Для распределения Пуассона математическое ожидание (средняя наработка до отказа) $t_{cp}=a$ (параметру распределения).

Если параметр потока отказов $u(t)$ постоянен и равен $u(t) = u = 1/T$, то вероятность безотказной работы в промежутке времени наработки от t_0 до t_0+t независимо от t_0 определяется по формуле Пуассона так:

$$P(t) = e^{-\frac{t}{T}}.$$

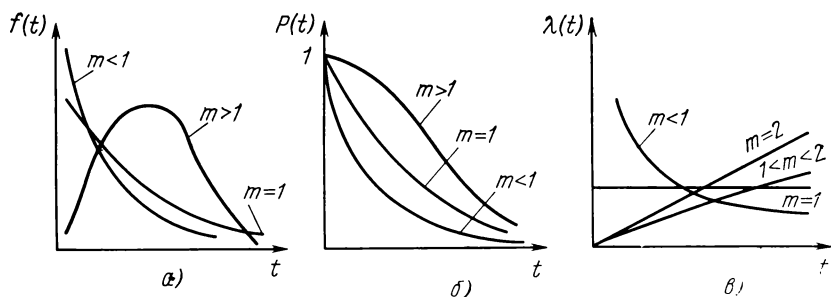


Рис. 98. Кривые плотности распределения $f(t)$ надежности $P(t)$ и интенсивности $\lambda(t)$ отказов при разных значениях параметра распределения m

Здесь T —наработка на отказ, т. е. среднее значение наработки ремонтируемого изделия между отказами или среднее время безотказной его работы.

Нарработка на отказ определяется из опытных данных так:

- проводится наблюдение за испытанием или эксплуатацией N изделий в заданных условиях;
- регистрируются числа $m_1, m_2, \dots, m_N$ отказов каждого из этих изделий до наработки t ;
- определяется суммарное число отказов всех изделий

$$m_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N m_i;$$

— определяется наработка на отказ T по формуле

$$T = \frac{1}{m_{\Sigma}} \sum_{i=1}^N t_i = \frac{t_{\Sigma}}{m_{\Sigma}}, \quad (3.24)$$

где t_i — наработка i -го изделия;

t_{Σ} — суммарная наработка всех изделий.

Необходимым условием здесь является то, что испытание проводилось на участке наработки, где поток отказов стабилизирован, так как T , определяемое по приведенной формуле, представляет среднее значение наработки на отказ; при резких изменениях, например, во время начального периода наработки, когда происходит приработка элементов сложного изделия, среднее значение T при ограниченном числе испытаний может дать изделию необъективную характеристику.

По результатам испытаний кроме наработки T определяют и другие параметры.

Среднее число $m_{\text{ср}}$ отказов до наработки t будет

$$m_{\text{ср}}(t) = \frac{\sum_1^N m_i(t)}{N} = \frac{m_{\Sigma}}{N}.$$

Параметр потока отказов $u(t)$ приблизительно определяется так:

$$u(t) = \frac{\sum_1^N m_i(t + \Delta t) - \sum_1^N m_i(t)}{N \Delta t}$$

Комплексные показатели надежности характеризуют эффективность эксплуатации машин. Коэффициент технического использования K_T определяется также на основе опытных данных, испытаний и наблюдений во время эксплуатации с фиксацией времени наработки и времени, затрачиваемого на ремонт и обслуживание:

$$K_T = \frac{t_{\Sigma}}{t_{\Sigma} + t_{\text{рем}} + t_{\text{обс}}}, \quad (3.25)$$

где t_{Σ} — суммарная наработка в единицах времени за некоторый период эксплуатации (чем больше этот период, тем объективнее выводы);

$t_{\text{рем}}$ и $t_{\text{обс}}$ — суммарное время, затраченное за тот же период эксплуатации на ремонт и техническое обслуживание машины.

Коэффициент K_T примерно равен вероятности нахождения машины в рабочем состоянии. Например, $K_T = 0,9$ означает, что с вероятностью 0,9 можно утверждать, что машина работает, а не ремонтируется, или что из 100 машин данного типа 90 работают, а 10 ремонтируются.

Коэффициент готовности K_r для стадии установившейся эксплуатации определяется уравнением

$$K_r = T / (T + T_{\text{в}}),$$

где T — наработка на отказ;

$T_{\text{в}}$ — среднее время восстановления машины, равное

$$T_{\text{в}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m t_i,$$

где m — количество отказов;

$\sum_{i=1}^m t_i$ — суммарное время, затраченное на отыскание и устранение этих m отказов.

Коэффициент $K_{\text{г}}$ характеризует вероятность работоспособности машины в промежутке между выполнением технического обслуживания и ремонта.

Суммарное время, расходуемое на ремонт изделия, на отыскание отказов, на техническое обслуживание, характеризует ремонтпригодность машины.

Средний ресурс машины определяется как средняя наработка до отказа $t_{\text{ср}}$, численно равная математическому ожиданию, и определяется уравнением (3.6). Гамма-процентный ресурс

$$P(t_{\gamma}) = \int_{t_{\text{нар}}}^{\infty} f(t) dt = \frac{\gamma}{100}$$

3.2. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМ; РЕЗЕРВИРОВАНИЕ

Самолет как сложная система состоит из многих функциональных групп, частей и элементов, порядок соединения которых влияет на показатели надежности, так как отказ любого элемента обязательно скажется на работоспособности других элементов, подсистем или системы в целом. Отказ, например, одного из четырех двигателей нарушает управляемость самолета, перегружает остальные двигатели, уменьшает возможности маневра и др. Срез болта, соединяющего тяги управления, выводит из строя всю систему, нарушение герметичности трубопровода лишает работоспособности систему питания двигателя и т. д. Следовательно, если элементы сложной системы соединены последовательно, то по теореме умножения вероятностей надежность $P_{\Sigma}(t)$ всей системы будет равна (рис. 99)

$$P_{\Sigma}(t) = P_1(t) \cdot P_2(t) \cdot P_3(t) \cdot \dots \cdot P_n(t),$$

где $P_1(t)$, $P_2(t)$, ..., $P_n(t)$ — надежность элементов системы.

Если надежность всех элементов системы одинакова, то

$$P_{\Sigma}(t)=[P_i(t)]^n. \quad (3.26)$$

Если система состоит из $n=5$ элементов, а надежность $P_i(t)$ каждого элемента после некоторой наработки равна 0,99, то $P_{\Sigma}(t)=0,951$, а если $n=50$, то $P_{\Sigma}(t)=0,6$.

Снижение общей надежности системы с увеличением числа элементов учитывается при конструировании самолета; для наиболее ответственных систем, например, систем управления, дается дублирование (резервирование) или отдельных, наиболее

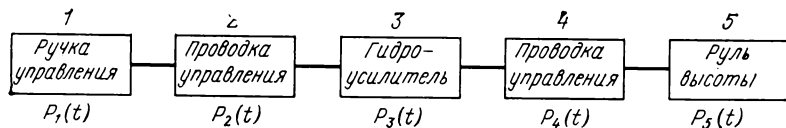


Рис. 99. Увеличенная схема управления, где элементы системы соединены последовательно

ответственных элементов, или системы в целом; элементы-дублиры подключаются параллельно, и они входят в строй при отказе основного элемента. На рис. 100 показано одноразовое резервирование элемента 2 системы управления (см. рис. 99). Наряду с тягами управления, через которые передается усилие от ручки управления летчика к золотнику гидроусилителя, параллельно имеется тросовая проводка, через которую будет замкнут силовой поток от ручки управления до руля в случае обрыва одной из тяг. Элемент 2 системы управления состоит из двух звеньев 2а и 2б, соединенных параллельно; предположим, что после определенной наработки вероятность отказа звеньев $Q_{2a}(t)=Q_{2б}(t)=0,1$. Тогда надежность $P(t)$ элемента 2 согласно уравнению (3.3) будет равна

$$P_2(t)=1-Q_{2a}(t) \cdot Q_{2б}(t)=1-0,1 \cdot 0,1=0,99. \quad (3.27)$$

Если бы не было резервирования, то элемент 2 имел бы надежность 0,9. При резервировании надежность резко возрастает, так как отказ элемента наступит только при одновременном отказе обоих звеньев. Если элемент имеет тройное резервирование, то при тех же условиях $P_2(t)=1-(0,1)^3=0,999$. Видно, что при резервировании, т. е. при параллельном соединении звеньев одного и того же функционального назначения, вероятность совпадения по времени отказов всех звеньев равна

$$Q_{\Sigma}(t)=\sum_1^n Q_i(t), \quad (3.28)$$

а надежность

$$P_{\Sigma}(t) = 1 - \sum_1^n Q_i(t). \quad (3.29)$$

Резервирование может быть не одного, а всех элементов системы (рис. 101, а) или резервирование всей системы в целом (рис. 101, б); в управлении например, система может включать: управление через автопилот, ручное управление через бустер, прямое ручное управление в случае выхода из строя бустера.

Резервирование обеспечивает высокую надежность сложной системы, состоящей из элементов со сравнительно низкой надежностью. Однако это мероприятие является весьма дорогостоящим, и, кроме того, сопряжено с увеличением веса конструкции, что вообще исключает широкое применение для самолетов, особенно применительно к элементам с большим весом. Резервирование

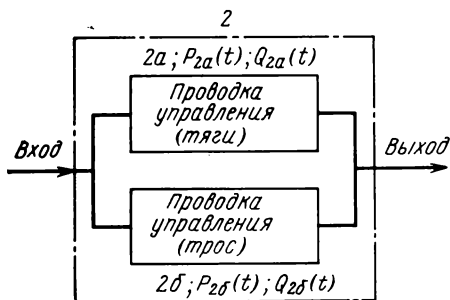


Рис. 100. Резервирование проводки управления (элемент 2 системы, показанной на рис. 99)

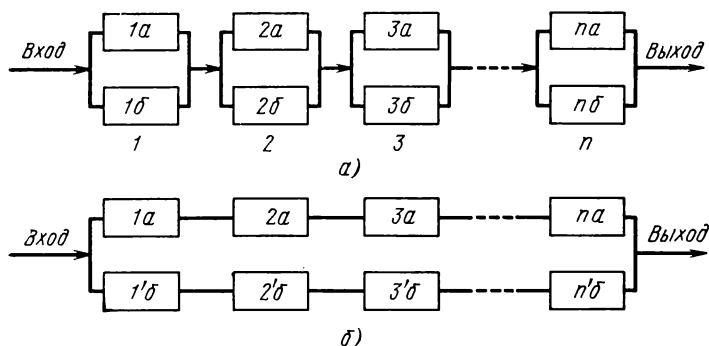


Рис. 101. Резервирование элементов системы (а) и резервирование системы в целом (б)

применяется в наиболее ответственных системах: управления, жизнеобеспечения, средств спасения, пожарной безопасности и др.

3.3. ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ

Изложенная методика определения параметров надежности, как показано выше, базируется на экспериментальном материале, который добывается или в результате постановки специальных испытаний, или из наблюдений работоспособности изделий во время эксплуатации. Экспериментальный материал необходим для установления функции распределения отказов и параметров распределения. Если функция распределения для данного типа изделия известна, то экспериментальный материал необходим для определения только параметров распределения: t_{cp} и σ при нормальном распределении, λ — при экспоненциальном распределении, m и t_0 — при распределении Вейбула и др.

Число наблюдений играет определяющую роль при установлении параметров распределения. Практически исследование наработки на отказ или сроков службы партии изделий является характеристикой только данной партии. Для того чтобы выводы и результаты испытаний ограниченной партии изделий можно было распространить на массу других партий изделий, необходимо иметь определенную уверенность в том, что выделенная партия (выборка) является представительной партией, что выявленные на ней свойства являются типичными для данного изделия в целом. В теории выборочного метода выборка называется представительной, если она несет в себе свойства и пропорции всей генеральной совокупности. Представительность выборки достигается стабильностью технологического процесса изготовления изделия, стабильностью его испытаний и эксплуатации.

Обоснование выводов о массовых явлениях на основе ограниченных наблюдений рассеяния случайной величины дает математическая статистика и теория вероятностей. На ограниченном материале по отказам или срокам службы изделий нельзя дать точных количественных оценок надежности — они носят вероятностный характер, однако с увеличением числа испытаний или наблюдений эти оценки приобретают большую степень достоверности. Естественно, нельзя охватить экспериментом весь объем продукции, однако определение объема выборки, назначение характера и длительности испытаний, наилучшее использование добытой информации и извлечение из нее максимального количества сведений о свойствах изделий — решения всех этих сложных вопросов базируются на законах больших чисел, на теории вероятностей и математической статистики.

Самолет с точки зрения определения характеристик его надежности относится к весьма сложным изделиям. Его надежность складывается из надежностей очень большого числа его составных частей и элементов. Чтобы судить об уровне надежности самолета в целом, необходимо иметь экспериментальный материал по отказам отдельных его составных частей, получае-

мый в результате стендовых, наземных или летных испытаний.

Главная задача, которая ставится перед испытаниями, это выявление отказов, нарушающих безопасность полета, создающих аварийные ситуации, определение достаточности средств контроля, фиксирующих техническое состояние самолета и его бортовых систем, определение эффективности аварийных систем. Наиболее результативными испытаниями с точки зрения качественной и количественной оценки надежности являются комплексные летные испытания самолета, проводимые по специальной программе при наличии на борту дополнительных датчиков и аппаратуры, регистрирующих на разных режимах полета отдельные параметры работы планера и бортовых систем: вибрации, деформации, температуры, давления и др. При наличии на самолете большого числа нового оборудования и систем для их всестороннего испытания самолет оборудуют комплексом контролирующей аппаратуры.

Отказы и дефекты, выявленные в результате испытаний, классифицируют по функциональным группам самолета, в которые входят: планер, двигатели, управление, взлетно-посадочные устройства, электротехническое, радиотехническое оборудование и др. Отказы классифицируют также по причинам возникновения: конструктивная недоработка, производственный дефект, ошибка технического или летного состава. Результаты испытаний анализируют с точки зрения установления причин возникновения выявленных отказов.

Количественная оценка надежности производится на основе статистической обработки информации, полученной при испытаниях; оценка дается как по функциональным группам, так и по самолету в целом. Исходными данными для оценки являются суммарная наработка и суммарное число отказов, выявленных при испытаниях.

Изготовление самолетов характеризуется небольшим объемом продукции, поэтому даже при испытаниях 100% функциональных групп и самолетов в целом объем выборки остается малым. Общее число тяжелых самолетов, подлежащих изготовлению, исчисляется всего лишь несколькими десятками. Поэтому характеристики надежности в таких случаях формулируются не сразу; испытание первого-второго самолетов дает начальное, качественное представление о его надежности; испытание последующих пяти-десяти самолетов уже может служить основой для количественной оценки характеристик надежности самолета данного типа и его функциональных групп.

Однако количественная однозначная оценка характеристик надежности при малой выборке, даже при известной функции распределения отказов, является недостаточно определенной. Параметры распределения, установленные на основе опытных данных (испытаний), носят частный, случайный характер. Досто-

верность реализации их является высокой лишь при больших выборках. При малых выборках статистическая оценка параметра распределения подлежит проверке с точки зрения точности и соответствия его постоянному (не случайному) значению. Для этого в математической статистике используются доверительные интервалы и доверительные вероятности. Доверительным интервалом параметра θ называется случайный интервал $\theta_{\text{в}} - \theta_{\text{н}}$ его значений, который показывает, или в который попадает постоянное значение этого параметра с вероятностью γ_2 , т. е.

$$P(\theta_{\text{н}} < \theta < \theta_{\text{в}}) = \gamma_2. \quad (3.30)$$

Вероятность γ_2 называется двусторонней доверительной вероятностью; $\theta_{\text{н}}$ и $\theta_{\text{в}}$ являются нижней и верхней доверительными границами, а их разность $(\theta_{\text{в}} - \theta_{\text{н}})$ — точностью оценки.

Наряду с двусторонней доверительной вероятностью дается понятие об односторонней доверительной вероятности γ_1 :

$$P(\theta \geq \theta_{\text{н}}) = \gamma_1; \quad (3.31)$$

$$P(\theta \leq \theta_{\text{в}}) = \gamma_1. \quad (3.32)$$

Если мы имеем для конкретных испытаний на надежность распределение Пуассона, то статистическая оценка T наработки на отказ самолета в целом по результатам испытаний небольшого числа машин будет

$$T = t_{\Sigma} / m_{\Sigma}, \quad (3.33)$$

а доверительные границы этой оценки

$$T_{\text{в}} = r_1 t_{\Sigma} / m_{\Sigma}; \quad (3.34)$$

$$T_{\text{н}} = r_2 t_{\Sigma} / m_{\Sigma}, \quad (3.35)$$

где t_{Σ} — суммарное время наработки испытуемых самолетов;

m_{Σ} — суммарное количество отказов, полученное при этих испытаниях;

r_1 и r_2 — коэффициенты, определяемые по таблицам для распределения Пуассона в зависимости от значений доверительной вероятности γ_1 и числа степеней свободы, равного $N-1$, где N — количество испытуемых машин.

Предположим, что подвергнуто испытаниям четыре самолета, каждый с определенной, выполненной за несколько полетов наработкой: $t_1=60$ ч, $t_2=80$ ч; $t_3=70$ ч; $t_4=50$ ч. При этом за указанную наработку зафиксировано отказов: $m_1=0$; $m_2=1$; $m_3=1$; $m_4=0$. Тогда средняя наработка на отказ в соответствии с уравнением (3.33) будет равна

$$T = \frac{t_{\Sigma}}{m_{\Sigma}} = \frac{60 + 80 + 70 + 50}{1 + 1} = 130 \text{ ч.}$$

Далее по уравнениям (3.34) и (3.35) можно определить верхнюю и нижнюю доверительные границы при определенной доверительной вероятности γ_1 . Примем $\gamma_1=0,9$; число степеней свободы равно $N-1=3$; по входным параметрам γ_1 и $N-1$ определяем $r_1=3,77$ и $r_2=0,38$. Тогда получаем верхнюю и нижнюю доверительные границы:

$$T_{\text{в}}=r_1 \cdot T=3,77 \cdot 130=490 \text{ ч}; T_{\text{н}}=r_2 T=0,38 \cdot 130=52 \text{ ч}.$$

Вывод по результатам испытаний можно сделать такой: с вероятностью 0,9 можно утверждать, что при соблюдении тех же условий полета самолетов данного типа, что и при испытаниях, наработка на отказ будет не меньше 52 ч.

По этим данным можно судить о соответствии выявленных параметров надежности заданным. Если по техническим условиям заказчиком задана наработка на отказ T_0 , то в случае $T_{\text{н}} \geq T_0$ фиксируется подтверждение требований по надежности; в случае $T_{\text{н}} < T_0$ фиксируется неподтверждение требований по надежности, и тогда необходима доработка и продолжение испытаний.

В такой постановке возможна ошибка в оценке надежности машин; риск составляет $1-\gamma_1=0,1$, т. е. вероятность того, что доброкачественное изделие будет признано браком, составляет 0,1. Вероятность $1-\gamma_1$ называется риском заказчика или риском поставщика; в нашем случае риск заказчика равен риску поставщика.

В результате испытаний и наблюдений во время эксплуатации некоторых функциональных групп самолета установлен следующий ресурс в часах наработки [8, 10]:

- планер — технический ресурс до 39 000 ч;
- межремонтный ресурс 5000 ч;
- реактивные двигатели 3000 и 700 ч;
- шасси 12 000 взлето-посадок и 5000 взлето-посадок.

Другие агрегаты и приборы как элементы систем имеют также свой ресурс, определяемый заводом-изготовителем; отдельные элементы систем имеют гарантированный ресурс 200—500 ч, что вынуждает потребителей за время эксплуатации планера несколько раз заменять элементы систем. Например, за время технического ресурса планера самолета двигатель заменяют до десяти раз. Разные сроки гарантийной наработки элементов самолета усложняют его эксплуатацию, приводят к частым вынужденным перерывам в работе вследствие замены элементов, у которых выработан ресурс.

Систематизация отказов показывает следующее их примерное распределение:

Планер	10%
Бортовые системы	90%

Преемственность элементов систем от самолета к самолету дает возможность накопить статистический материал по отказам, который помогает с большей уверенностью судить о их надежности при постановке на новый самолет. Если известны параметры надежности отдельных функциональных групп, то математическая статистика дает методы определения надежности сложного изделия в целом в зависимости от характера их соединения и взаимной обусловленности. Если, например, отказ элемента в одной функциональной группе не влияет на работоспособность других групп и если наработка на отказ групп соответственно равна $T_1, T_2, \dots, T_N$, то наработка на отказ всего изделия в целом T_Σ определяется выражением

$$T_\Sigma = \frac{1}{\sum_1^N m_{\Sigma i} / t_{\Sigma i}} = \frac{1}{\sum_1^N \frac{1}{T_i}}, \quad (3.36)$$

а доверительные интервалы

$$T_{\text{в}} = r_1 t_{\text{max}} / m_\Sigma; \quad (3.37)$$

$$T_{\text{н}} = r_2 t_{\text{min}} / m_\Sigma, \quad (3.38)$$

где $t_{\Sigma i}$ — суммарная наработка i -й функциональной группы (системы);

t_{max} — большая из наработок $t_{\Sigma i}$,

m_{min} — меньшая из наработок $t_{\Sigma i}$;

$m_{\Sigma i}$ — суммарное число отказов i -й системы;

m_Σ — суммарное число отказов всех систем;

N — число функциональных групп (систем), входящих в изделие;

r_1 и r_2 — коэффициенты, определяемые по таблице коэффициентов распределения Пуассона в зависимости от доверительной вероятности γ_1 и числа степеней свободы $(N-1)$.

3.4. ПРИЧИНЫ ОТКАЗОВ; ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ

На рис. 102 показана наиболее полная кривая распределения частоты отказов по времени наработки. Эта кривая выявляется при статистической обработке данных испытаний широкого круга машин. Первому периоду наработки, сравнительно небольшому, свойственно повышенное число отказов вследствие ошибок, допущенных при проектировании и изготовлении машины; это период приработки элементов машин. Далее наработка идет при сравнительно равномерном потоке внезапных отказов элементов машин; это основной эксплуатационный участок наработки машин. На основании протяженности этого участка устанавливается технический ресурс машины. Здесь еще не сказывается износ и старение элементов планера и бортовых систем. Третий

участок характеризуется увеличенной плотностью вероятностей отказов вследствие выхода из строя элементов планера и систем, а также износа, старения и усталости.

В период приработки отказы чаще всего возникают в результате нарушений технологических процессов, скрытых производственных дефектов. Наиболее вероятны отказы в этот период у систем, состоящих из многих элементов с последовательным соединением. Наиболее эффективным мероприятием по снижению

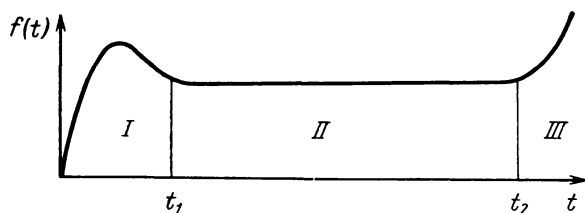


Рис. 102. Распределение отказов $f(t)$ по времени наработки t :

участок I — период приработки; участок II — период нормальной эксплуатации; III — период износа и старения

числа отказов в период приработки является 100%-ный входной контроль всех готовых изделий, поставляемых другими заводами, контроль полуфабрикатов и контроль систем после их монтажа на стендах при форсированных режимах с тем, чтобы выявить скрытые дефекты в наземных условиях. Эффективными мерами в это время являются также усиление контроля за соблюдением режимов, назначенных технологическим процессом, за последовательностью выполняемых операций, повышение ответственности исполнителей, поощрение бездефектного труда и др.

Поток отказов в период нормальной эксплуатации невелик, и он обусловлен совокупностью случайных факторов. Каждый отказ может быть вызван одним, двумя или многими факторами, проявляющимися случайно. Планер и элементы бортовых систем самолета подвергаются воздействию механических нагрузок, вибрации, нагрева и охлаждения, акустических нагрузок, климатических условий и др. Характерной чертой для самолетов является быстрая изменяемость уровней воздействия на самолет перечисленных факторов.

Воздействие механических нагрузок на конструкцию самолета изменяется в широких пределах. Нагрузки изменяются с изменением высоты и скорости полета, с переходом от горизонтального полета к маневру; динамические нагрузки, с большой перегрузкой, возникают при посадке, при порыве ветра, при выходе из пике и др. При выполнении самолетом вертикального маневра могут возникать перегрузки до $8g$ — $9g$ (g — ускорение

свободного падения); на тяжелых самолетах перегрузки достигают до 2g—2,5g.

Кроме статической прочности конструкция планера и систем должна также удовлетворять требованиям усталостной прочности вследствие того, что конструкция работает в условиях вибрации и знакопеременных нагрузок. Источниками вибрации являются двигатели, воздушные винты, аэродинамические силы. Спектр частот и амплитуд вибраций изменяется в зависимости от режимов полета; он неодинаков в разных зонах планера. От дисбаланса вращающихся частей двигателя и винта, от пульсации давлений в компрессорах возникает вибрация с частотой от нескольких десятков до нескольких сотен герц. Более высокочастотные колебания появляются от акустического давления, возникающего от работы винтов и двигателя (до нескольких тысяч герц). Действие вибраций, изменяющихся во времени с ускорениями более ускорения свободного падения, вызывает также существенные перегрузки конструкции планера и элементов систем.

Для сверхзвуковых самолетов характерным является высокий аэродинамический нагрев конструкции. При полете со скоростью, равной двум скоростям звука (число $M=2$), наружная обшивка нагревается до 180°C , а при скорости полета $V=3M$ температура повышается до 280°C . В результате воздействия высоких температур снижается механическая прочность конструкции и стойкость герметиков. Если полет протекает на разных режимах и на разной высоте, то температура изменяется с большой скоростью (у сверхзвуковых самолетов до 50°C в секунду). Например, при взлете за короткий промежуток времени температура может измениться от $+50$ до -50°C , при посадке от $+250$ до -30°C . В зонах, близких к двигателям, конструкция работает при повышенных температурах; источниками тепла может служить специальное оборудование.

Функциональные элементы, коммуникации и коммутационные элементы бортовых систем отказывают значительно чаще, чем элементы планера. Это объясняется чрезвычайно большой многоэлементностью бортовых систем и тяжелыми условиями их работы; они подвергаются всем вредным воздействиям, которым подвержен планер (перегрузкам, ударам, вибрациям, колебаниям температуры) и, кроме того, подвергаются собственным нагрузкам, тоже переменным по времени, собственным вибрациям, ударам и колебаниям температур.

Хотя поток отказов и носит случайный характер, каждый конкретный отказ имеет свои причины. Тщательное изучение их способствует принятию радикальных мер по устранению повторности отказов. Например, первый или второй самолет новой конструкции, самолеты-лидеры всегда имеют в 2—3 раза меньшую наработку на отказ, чем серийный самолет; если самолет

изготавливают несколько лет, то средняя наработка самолетов на отказ из года в год повышается.

В промышленности ни один сигнал об отказе не остается без выявления причин, вызвавших отказ, и без принятия мер по устранению (или, по крайней мере, по уменьшению) его повторения. Отказавшие элементы конструкции исследуются с использо-

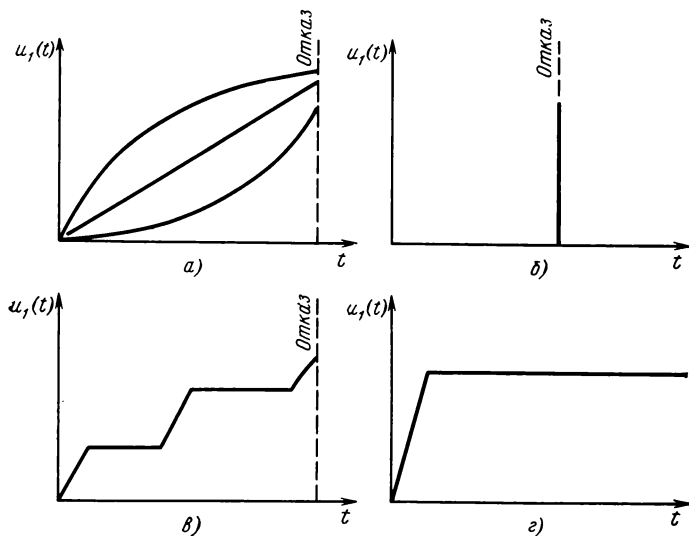


Рис. 103. Развитие дефекта до отказа по времени наработки t :

a —постепенное; $б$ —внезапное; $в$ —ступенчатое; $г$ —развитие дефекта останавливается на определенном уровне

ванием спектральных, металлографических, рентгеноструктурных методов. Причины отказов изучаются путем построения моделей причинно-следственных связей элементов конструкции [24].

Возникновение, развитие дефекта и завершение этого развития отказом может происходить во времени различно. В любом элементе планера или бортовой системы имеется «слабое» место, которое является потенциальным источником отказов: скрытый дефект материала, концентратор напряжений, микротрещина, дефект поверхности, резонанс колебаний, резкий перепад сечений, ослабленное сечение — все эти дефекты развиваются во времени наработки и при определенной ситуации приводят к отказу.

На рис. 103 схематично показано развитие по времени дефекта. Эти кривые можно назвать кривыми полноты отказа, а $u_i(t)$ — функцией полноты отказа. На рис. 103, a показано, так сказать, нормальное развитие по времени наработки дефекта, полнота отказа увеличивается постепенно и приводит в конце

концов к полному отказу. Здесь лишь нюансы накопления полноты отказа: в одних случаях оно происходит равномерно по времени, в других вначале медленно, а затем ускоренно, или, наоборот, вначале ускоренно, а затем медленно, но везде увеличивается по времени наработки. Такая закономерность характерна для развития износа, трещины, усталости при нормальном режиме эксплуатации.

На рис. 103, б иллюстрируется внезапный отказ по «слабому» месту, проявившийся при форсированном режиме полета, при неудачной посадке, при большой перегрузке, при наезде на большую неровность при взлете или посадке и др.; время развития дефекта до отказа здесь может быть практически равным нулю. Это может быть обрыв проводов, разгерметизация трубопровода, поломка какого-либо элемента шасси, выход из строя приборов.

Более сложная схема развития полноты отказа показана на рис. 103, в. Дефект развивается, например, только при ударах, при больших перегрузках; так может развиваться трещина в лонжероне, когда на ее пути встречаются подкрепляющие элементы.

С точки зрения повышения надежности большой интерес представляет развитие дефекта, показанное на рис. 103, г. При неблагоприятном стечении обстоятельств в конструкции возник и начал развиваться дефект; затем, достигнув определенного уровня полноты (ниже уровня отказа), развитие дефекта приостановилось, изделие работает, выполняя возложенные функции с прежней эффективностью длительное время, может быть, до полной выработки ресурса. Такая конструкция может быть названа безаварийной, «самозалечивающейся». В реальных условиях она встречается не часто, а в некоторых случаях, как и отказ, является случайным явлением. Однако исследования по повышению надежности ведутся как по линии изыскания надежных конструкционных материалов, так и изыскания рациональной конструкции изделий.

Для планера наиболее характерными отказами являются трещины в наиболее нагруженных местах и усталостные разрушения. Ресурс планера, исчисляемый в настоящее время 20—30 тыс. ч, является недостаточным, поэтому стоит задача удвоения ресурса за счет подбора более надежных и выносливых материалов, применения клепки стержнями, постановки болтов с большими натягами, применение конструкций с сотовым заполнителем, постановки на панели усиливающих накладок, применения сборно-монолитных конструкций, поверхностного упрочнения силовых элементов пластическим деформированием и др.

Как показывают опыты, реализация указанных мероприятий значительно увеличивает надежность и ресурс планера. Основная проблема по повышению надежности планера заключается в

создании такой конструкции, при которой возникшие трещины (этого избежать невозможно) не развивались бы сильно и не доводили конструкцию до разрушения (см. рис. 103, *г*). В этом отношении положительно зарекомендовали себя сборно-монолитные конструкции и усиливающие накладки на панелях и на силовых элементах каркаса (рис. 104). Наклеенная на панель накладка или приклепанный на монолитную панель стрингер за-

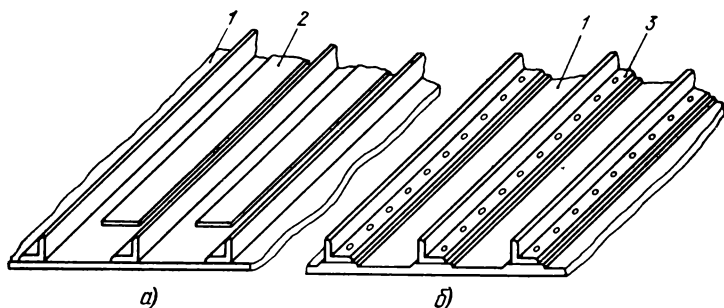


Рис. 104. Панель с наклеенными накладками между стрингерами (*а*) и сборно-монолитная конструкция панели (*б*):

1—панель; 2—накладка; 3—стрингер

держивают возникновение трещины; в монолитной конструкции трещина развивается более интенсивно, чем в сборной.

Для гидравлических систем наиболее характерными отказами являются: нарушение герметичности в соединениях и образование трещин на изогнутых участках трубопроводов, заклинивание золотниковых устройств, пульсация давлений в гидросистемах, приводящая к усталостным разрушениям. В электротехнических устройствах — это обрыв проводов, перегрев и нарушение изоляции и др. Эффективными мерами повышения надежности бортовых систем являются: 100%-ный входной контроль, всесторонние стендовые испытания, отработка отдельных систем и комплексные испытания в условиях, близких к полетным, испытания на функционирование, а также изыскание новых технологических процессов изготовления элементов систем и их соединения. Например, применение бесшовных трубопроводов вместо сварных (из двух полупатрубков), применение вместо пайки обжатия наконечников на электропроводах, нежесткое закрепление элементов систем для гашения вибрации планера увеличивают срок безотказной работы.

В промышленности все большее распространение находят ускоренные испытания на надежность и ресурс с последующим приведением их результатов к реальным условиям работы испытываемых систем; методы математического моделирования сложных систем и аналитического рассмотрения параметров их ра-

боты. Особое внимание уделяется разработке критериев безопасности полетов самолетов и методам количественной их оценки [24].

В связи с тем что обеспечение требуемой надежности самолетов имеет огромное значение, на предприятиях внедряется комплексный подход к решению этой проблемы. Например, система КАНАРСПИ (качество, надежность, ресурс с первых изделий) охватывает как технические, так и организационные мероприятия по обеспечению надежности на всех этапах технической подготовки производства, начиная с проектирования машины, опытного и серийного ее производства, а также во время эксплуатации [23]. Здесь реализуется ведущий принцип обеспечения качества, о котором мы упоминали выше: оптимальное качество закладывается в проекте машины, обеспечивается при ее производстве и поддерживается при эксплуатации. Система предусматривает:

1. Создание опытного образца машины с оптимальным уровнем надежности и долговечности, с учетом состояния и развития науки и техники.

Выполнение этого пункта системы предусматривает выбор принципиальных схем изделия и систем оборудования на основе анализа лучших мировых образцов изделий данного класса, проектирование изделий с учетом новейших достижений и перспектив развития технологии данной отрасли, исследование и экспериментирование различных вариантов конструктивных решений в процессе изготовления опытного образца, объективную оценку надежности на основе испытаний и доводку конструкции по результатам испытаний.

2. Совершенствование конструкции изделия и улучшение характеристик надежности при подготовке серийного производства и изготовлении первых образцов.

Выполнение второго пункта предусматривает проведение тщательной конструктивно-технологической отработки планера и систем (панелирование, агрегатирование, унификация, нормализация и др.), создание комплекса контрольно-испытательных стендов и дальнейшие широкие испытания на надежность, ресурс функциональных групп с последующей корректировкой конструкции.

3. Обеспечение и дальнейшее повышение качества и надежности изделий и обеспечение стабильности их параметров в серийном производстве.

Здесь предусматривается применение прогрессивных технологических процессов, механизации и автоматизации, типовых технологических процессов, совершенной технологической оснастки и оборудования, объективных методов контроля и испытаний; применение методов бездефектного труда и др.

4. Обеспечение эксплуатации на высоком техническом уровне путем высококачественной подготовки обслуживающих и эксплуатирующих кадров, обеспечения запчастями, организации качественного технического осмотра, текущего и профилактического ремонтов.

Разработана также Саратовская система бездефектного труда (система «нуль-дефектов») [9]. Эта система, научно-техническая сторона которой аналогична предыдущей системе, касается реализации мероприятий по повышению ответственности исполнителей за результаты своего труда, по обеспечению производства продукции в полном соответствии с требованиями чертежей и технических условий, запрещению каких-либо сверхнормативных отступлений от заданных параметров. Идеологическая основа системы предусматривает повседневное воспитание у исполнителей ответственного и сознательного отношения к порученному делу, чувства общественного долга, как участника создания коллективом сложного изделия, личной ответственности за качество выполненной работы. Непосредственный исполнитель лучше других знает объект труда, поэтому он должен принять на себя полную ответственность за его качество и надежность. Допущенный исполнителем скрытый дефект (сознательно или неосознанно) может быть не обнаружен отделом технического контроля, и дефектная деталь или узел пойдет в соответствии с технологическим маршрутом на дальнейшую обработку или сборку.

Количественной мерой бездефектного труда исполнителей является *сдача продукции с первого предъявления* отделу технического контроля или заказчику.

Система предусматривает активное участие общественного мнения в оценке результатов личного труда исполнителей. Предприятием разрабатывается программа поощрения отдельных передовиков бездефектного труда, бригад, цехов; этим воспитывается заинтересованность коллективов в бездефектном труде, что усиливает контроль за качеством продукции со стороны бригад и отделений. Вместе с тем на предприятии создается нетерпимое отношение к исполнителям, допускающим дефекты в работе. В подразделениях создается обстановка полной бескомпромиссности во всех случаях, где речь идет о качестве выпускаемой продукции.

Система бездефектного труда — это не «дни качества», даже не «месячники качества», это стабильная производственная обстановка, когда продукция сдается контролеру с первого предъявления так же естественно, как сдается ее то количество, которое значится в плане.

Таким образом, создаются условия для четкого выполнения планов не только по количественным, но и по качественным показателям.

Аналогичные системы программ «нуль-дефектов» распространены также в зарубежных странах [26].

3.5. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ

Современная промышленность располагает огромными возможностями в смысле обеспечения высокого качества продукции, надежности, долговечности. Однако высокое качество требует затраты больших средств, повышает себестоимость про-

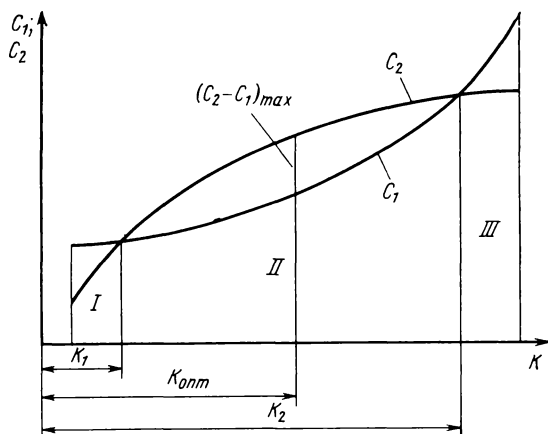


Рис. 105. Зависимость затрат C_1 на производство и эксплуатацию машины и средств C_2 , возвращаемых при ее эксплуатации, от уровня ее качества K

дукции; эти показатели не могут расти беспредельно, так как сверхдорогие изделия могут не найти потребителя. Кроме того, очень долговечные изделия могут морально состариться раньше, чем физически, и затраченные дополнительные средства для обеспечения физической долговечности не реализуются. Поэтому качество, в том числе и надежность, должны иметь оптимальный уровень.

Если в основу критериев оптимальности положить рентабельность, целесообразность с хозяйственной точки зрения, то уровень оптимального качества (надежности) должен соответствовать максимальному уровню рентабельности. На рис. 105 показаны две кривые: $C_1=f(K)$ — зависимость затрат на производство и эксплуатацию машины и $C_2=f(K)$ — зависимость объема средств, выручаемых во время эксплуатации, от уровня ее качества K . Разность

$$C_2 - C_1 = p \quad (3.39)$$

характеризует рентабельность машины [24].

При низком качестве (участок I) машина является убыточной; средства, вырученные во время ее эксплуатации, меньше средств, затраченных на ее производство и эксплуатацию. Здесь иллюстрируется общее положение: эксплуатация машины низкого качества сопряжена с высокими эксплуатационными расходами (профилактика, ремонт, повышенная квалификация обслуживающего персонала); коэффициент K_T ее технического использования [см. уравнение (3.25)] низок из-за больших затрат времени на ремонты ($t_{\text{обс.}}$, $t_{\text{рем.}}$).

На участке II при уровнях качества в диапазоне $K_1 < K < K_2$ машина является рентабельной, но с разным уровнем рентабельности. Экономический подход к выбору оптимального уровня качества обуславливает, чтобы $K_{\text{опт}}$ соответствовало максимальной рентабельности $(C_2 - C_1)_{\text{max}}$, т. е.

$$K_{\text{опт}} = (C_2 - C_1)_{\text{max}}. \quad (3.40)$$

Уровень качества машины выше K_2 (участок III) связан с очень высокими расходами на ее производство, и эти расходы не компенсируются всем периодом ее эксплуатации. Здесь может сказаться моральное старение машины, которое может наступить быстро в связи с интенсивным развитием в наше время науки и техники.

Если расходы на проектирование и изготовление машины примерно разделить на: C_{Π} — постоянные расходы на машину, не зависящие от требований надежности, и $C_{\text{н}}$ — затраты, связанные с обеспечением требуемой надежности, то расходы $C_{\text{н}}$ можно назвать ценой надежности [21]. Такой материал может быть накоплен в результате анализа структурных составляющих стоимостей ряда родственных машин, машин-аналогов. По известной цене надежности машины-аналога можно, используя эмпирическую зависимость, дать прикидку цене надежности проектируемой машины в зависимости от планируемой наработки на отказ:

$$C_{\text{н}} = C'_{\text{н}} (T/T')^a, \quad (3.41)$$

где C_{Π} и $C_{\text{н}}$ — цена надежности проектируемой машины и машины-аналога;

T и T' — наработка на отказ проектируемой машины и машины-аналога;

a — показатель степени, определяемый на основе статистики и зависящий от технического уровня производства. Чем выше технический уровень производства, тем дешевле будет цена надежности проектируемой машины с большей наработкой на отказ, т. е. тем меньше a ; значение a лежит в пределах 0,5—1,5.

Так обстоит дело с экономической оценкой надежности. Однако самолеты — особый класс машин. Сдерживание затрат на

их надежность может обернуться снижением безопасности полетов. Поэтому уровень надежности самолетов определяется индивидуальным образом, иногда без полного согласия с экономическими соображениями.

Теория и практическая сторона надежности широко освещаются в современной технической литературе [9, 16, 18, 22, 23, 24, 26].

3.6. ОЦЕНКА ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ

Соответствие совокупности конструктивных характеристик машины, заложенных в ее проекте, требованиям производства называется *технологичностью конструкции машины*.

Технологичность и ее показатели характеризуют эффективность конструктивных и технологических решений при проектировании самолета с точки зрения обеспечения высокой производительности труда и рационального расхода материала при его изготовлении.

Технологичность самолета в соответствии с областью ее проявления можно подразделить на два вида: *на производственную и эксплуатационную* (рис. 106) [2]. Производственная технологичность проявляется в сокращении затрат времени и средств на конструкторскую и технологическую подготовку производства и затрат на производство, контроль и испытания самолета. Эксплуатационная технологичность самолета проявляется в сокращении затрат времени и средств на техническое обслуживание и его ремонт.

Основными факторами, определяющими требования к технологичности конструкции, являются:

- *вид изделия*: деталь, узел, агрегат, планер, основные функциональные группы бортовых систем, самолет в целом;
- *объем выпуска и тип производства* (единичное, серийное, массовое).

Требования к технологичности деталей, узлов, агрегатов самолета могут различаться в зависимости от полуфабрикатов и применяемых методов обработки деталей, в зависимости от видов соединения узлов и агрегатов и др. Весьма резко могут отличаться требования к технологичности конструкции изделий, изготавливаемых массовым или единичным образом. Безусловно, изделие, изготавливаемое массовым порядком, должно быть с технологической точки зрения отработано более тщательно.

Оценка технологичности конструкции может осуществляться как качественным, так и количественным способом. Качественная оценка носит несколько общий характер («хорошо», «плохо»), однако многолетний опыт самолетостроительной промышленности дает возможность сформулировать ряд требований к конструкции, которые трудно выразить количественно; как пра-

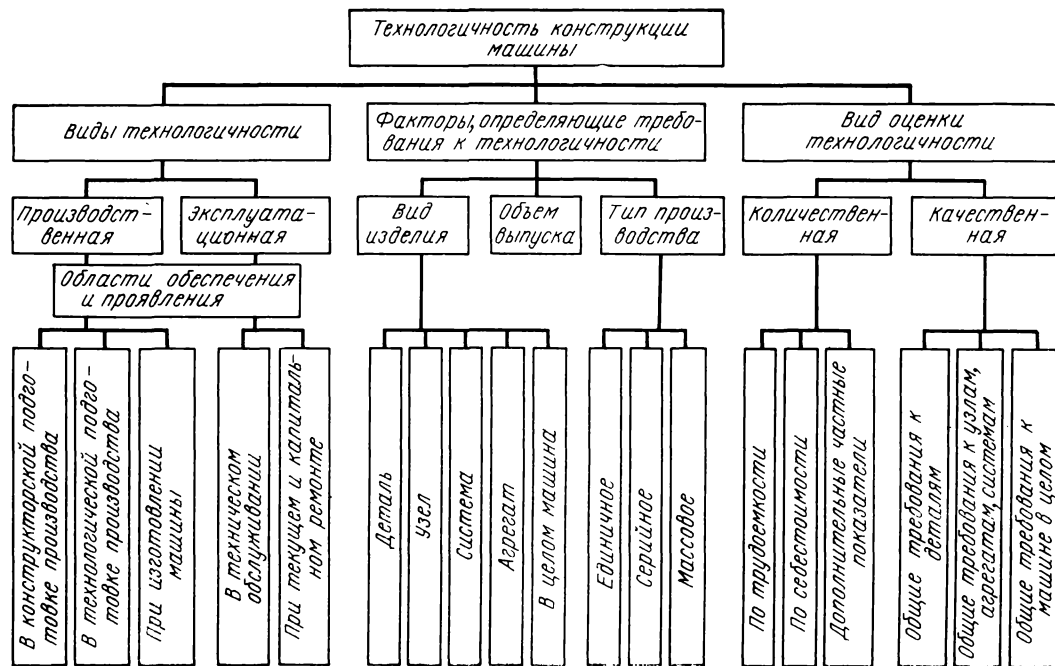


Рис. 106. Структурные составляющие технологичности конструкции машины

вило, это сравнительная оценка. При проектировании нового самолета находится прототип, изготовление которого уже выявило детали, узлы, агрегаты, элементы систем, несогласующиеся с требованиями производства, вызывающие большие затраты труда и времени без особых на то оснований. На основе опыта производства отдельные варианты конструкции можно совершенно исключать из обсуждения как неприемлемые, другие варианты можно принять без проверки, а там, где есть сомнения, необходимо привлечь количественные расчеты показателей технологичности.

В соответствии с действующими ГОСТами количественные показатели технологичности разделяются на две группы: *основные и дополнительные* [2]. К основным показателям относятся абсолютные значения *трудоемкости* $T_{и}$ и *технологической себестоимости* $C_{т.и}$ изготовления изделия и показатели *уровней технологичности*:

— по трудоемкости

$$K_T = T_{и}/T_{и.б}; \quad (3.42)$$

— по технологической себестоимости

$$K_{ст} = C_{т.и}/C_{т.б}, \quad (3.43)$$

где $T_{и}$ и $T_{и.б}$ — ожидаемая трудоемкость изготовления проектируемого изделия и базового показателя;

$C_{т.и}$ и $C_{т.б}$ — ожидаемая технологическая себестоимость проектируемого изделия и себестоимость базового показателя.

К дополнительным показателям технологичности относится целый ряд частных и комплексных, абсолютных и относительных показателей, оценивающих конструкцию как с экономической, так и с технической стороны.

Дополнительные производственные показатели по трудоемкости:

1. *Удельная трудоемкость* изготовления изделия

$$t_{и} = T_{и}/p, \quad (3.44)$$

где p — параметр изделия; для самолетостроения наиболее употребительным для данного случая параметром является вес самолета, планера, агрегата (в зависимости от того, к чему относится $t_{и}$ и $T_{и}$). Тогда $t_{и}$ будет выражать трудовые затраты на единицу веса конструкции (ч/кгс).

2. *Относительная трудоемкость заготовительных работ*

$$t_{з.р} = \sum T_{з.р}/T_{и}, \quad (3.45)$$

где $\sum T_{з.р}$ — сумма трудоемкостей процессов изготовления всех заготовок.

3. *Относительная трудоемкость вида технологических процессов* $t_{в.т}$ (механической обработки, штамповки, сварки и др.):

$$t_{в.т} = T_{в.т} / T_{и}, \quad (3.46)$$

где $T_{в.т}$ — трудоемкость данного вида технологических процессов изготовления деталей или сборки (механическая обработка, штамповка, сварка и др.). Этот показатель характеризует доле-
вое участие различных видов работ в изготовлении самолета.

Дополнительные производственные показатели по себестоимости:

1. *Удельная себестоимость*

$$c_{и} = C_{и} / p, \quad (3.47)$$

где $c_{и}$ — полная себестоимость изготовления изделия;

p — параметр изделия; в частности, им может быть вес изделия и тогда $c_{и}$ будет выражать стоимость изготовления единицы веса изделия.

2. *Удельная технологическая себестоимость*

$$c_{т.и} = C_{т.и} / p. \quad (3.48)$$

Дополнительные показатели по унификации, применяемым материалам и другим признакам:

1. *Коэффициенты унификации и стандартизации сборочных единиц изделия*

$$k_{y.c} = N_{y.c} / N_c, \quad k_{c.c} = N_{c.c} / N_c, \quad (3.49)$$

где $N_{y.c}$, $N_{c.c}$ — количество унифицированных и стандартных сборочных единиц соответственно;

N_c — общее количество сборочных единиц.

2. *Коэффициенты унификации и стандартизации деталей изделий:*

$$k_{y.д} = N_{y.д} / N_{д}; \quad k_{с.д} = N_{с.д} / N_{д}, \quad (3.50)$$

где $N_{y.д}$, $N_{с.д}$ — число унифицированных и стандартных деталей;

$N_{д}$ — общее число деталей.

3. *Коэффициенты унификации (стандартизации) конструкции изделия:*

$$k_y = \frac{N_{y.c} + N_{y.д}}{N_c + N_{д}}; \quad k_c = \frac{N_{c.c} + N_{с.д}}{N_c + N_{д}} \quad (3.51)$$

4. *Коэффициенты применения типовых технологических процессов:*

$$k_{т.и} = N_{т.и} / N_{и}, \quad (3.52)$$

где $N_{т.и}$ — число типовых технологических процессов;

$N_{и}$ — общее число технологических процессов.

5. Коэффициент использования материала

$$k_{и.м} = m_{и} / \sum m_{з}, \quad (3.53)$$

где $m_{и}$ — масса изделия;

$\sum m_{з}$ — сумма масс заготовок.

6. Коэффициент точности обработки

$$K_{точ} = 1 - 1/A_{ср}, \quad (3.54)$$

где $A_{ср}$ — средний класс точности обработки.

7. Коэффициент повторяемости элементов конструкции

$$K_{пов} = N_{н}/N_{к}, \quad (3.55)$$

где $N_{н}$ — количество наименований составных частей конструкции;

$N_{к}$ — общее количество составных частей конструкции.

Перечисленные дополнительные показатели являются общемашиностроительными. Кроме них в самолетостроительной промышленности применяются специфичные показатели технологичности. Среди них:

— коэффициент панелирования

$$K_{пан} = \sum F_{п}/F_{пл}, \quad (3.56)$$

где $\sum F_{п}$ — сумма площадей панелей, выделенных в отдельные сборочные единицы;

$F_{пл}$ — площадь поверхности планера;

— коэффициент прессовой клепки

$$K_{п.к} = N_{п.к}/N_{о}, \quad (3.57)$$

где $N_{п.к}$ — количество заклепок, расклепывание которых возможно на специальных клепальных прессах;

$N_{о}$ — общее количество заклепок на планере.

Первый из этих показателей характеризует возможность развертывания фронта работ при серийном производстве, создание специализированных участков, возможность применения производительных методов сборки; второй характеризует возможность применения прогрессивного метода групповой клепки на прессах путем уменьшения одиночной клепки клепальными молотками.

Важная роль отводится отработке технологичности бортовых систем. Здесь применяются следующие показатели:

— коэффициент панелирования бортовых систем

$$K_{п.с} = N_{п.с}/N_{с}, \quad (3.58)$$

где $N_{п.с}$ — число блоков и агрегатов, монтируемых предварительно на панелях;

$N_{с}$ — общее число блоков и агрегатов бортовых систем;

$$K_m = N_{m,k} / N_k, \quad (3.59)$$

где $N_{m,k}$ — число коммуникаций, проходящих через агрегат и имеющих конструктивные разъемы по стыкам агрегата;

N_k — общее число коммуникаций, проходящих через агрегат.

Коэффициент $K_{п,с}$ характеризует возможность монтажа основных элементов бортовых систем на панелях вне агрегата планера, что способствует расширению фронта работ и сокращению цикла монтажных работ. Коэффициент K_m показывает возможности монтажа коммуникаций в агрегатах планера до их стыковки и соединения.

Более частные качественные и количественные показатели технологичности разрабатывают по видам работ с указанием предельных возможностей процессов исходя из их физической сущности и из возможностей технологического оборудования. По кузнечным и литейным работам в рекомендациях по технологичности деталей даются штамповочные и литейные уклоны, припуски и допуски на размеры деталей, минимальные толщины полотно и ребер; при этом учитывается специфика материала, из которого штампуют или отливают детали.

По механической обработке рекомендации обуславливают возможности совмещения конструкторских и технологических баз, ввода и вывода режущего инструмента, обработки и измерения нормальным инструментом; даются более конкретные требования к конструкции типовых деталей, монолитных панелей, нервюр, подмоторных рам, лонжеронов и стрингеров, профилей разьема и фитингов, узлов шасси и кронштейнов подвески, чалок и др.

Все требования к конструкции деталей, узлов, агрегатов и бортовых систем по видам работ имеют частный характер, и они часто не подвергаются количественной оценке с точки зрения их экономической эффективности. Однако соблюдение этих требований является непреложным условием создания технологичной конструкции и достижения директивного уровня технологичности.

Отдельные частные показатели технологичности могут быть сведены в комплексные показатели, которые характеризуют не отдельные признаки технологичности, а определенную группу признаков. При расчете комплексных показателей учитывается различие экономической эффективности частных показателей [2]:

$$K = \frac{K_1 K_{1э} + K_2 K_{2э} + \dots + K_n K_{нэ}}{K_{1э} + K_{2э} + \dots + K_{нэ}} = \frac{\sum_1^n K_i K_{iэ}}{\sum_1^n K_{iэ}}, \quad (3.60)$$

где K — комплексный показатель технологичности;

K_i — частный показатель технологичности;

$K_{iэ}$ — коэффициент экономической эквивалентности (весомости) частного i -го показателя.

Коэффициенты экономической эквивалентности принимаются из условия

$$\sum_1^n K_{iэ} = 1, \text{ т. е. } K_{1э} = 1 - \sum_1^{n-1} K_{iэ}. \quad (3.61)$$

Предположим, что нам необходимо определить основной показатель технологичности по трудоемкости для заготовительно-штамповочных работ на основе трех частных показателей: изготовления обшивок, деталей каркаса и деталей бортовых систем. Предположим также, что коэффициент $K_{т.}$, определенный по формуле (3.42), составляет:

— для обшивок самолета $K_{т.о} = 0,95$;

— для деталей каркаса $K_{т.к} = 0,98$;

— для деталей бортовых систем $K_{т.с} = 0,80$.

На основе распределения трудоемкостей между этими тремя группами деталей определим экономическую «весомость» каждой из них коэффициентами:

$$K_{т.о.э} = 0,20; \quad K_{т.к.э} = 0,65; \quad K_{т.с.э} = 0,15.$$

Тогда по уравнению (3.60) комплексный показатель (уровень) технологичности по трудоемкости для заготовительно-штамповочных работ будет равен

$$K_{т.} = \frac{0,95 \cdot 0,20 + 0,98 \cdot 0,65 + 0,80 \cdot 0,15}{0,20 + 0,65 + 0,15} = 0,947.$$

Несмотря на относительную стройность системы показателей технологичности конструкции, определение их количественных значений для самолетов представляет большие трудности. Остановимся кратко на методике определения некоторых показателей.

Основные абсолютные показатели технологичности — трудоемкость и технологическая себестоимость — имеют ценность только в относительном выражении по сравнению с самолетами-аналогами, трудоемкость и себестоимость отдельных частей которых или полная их трудоемкость и себестоимость принимаются в расчетах как базовые показатели. Здесь возникают трудности выбора базовых показателей в том смысле, что они должны учитывать состояние и развитие техники на несколько лет вперед, учитывать объем выпуска и тип производства, в чем не всегда имеется полная ясность. Для некоторых образцов авиа-

ционной техники, создаваемой вновь, вообще трудно найти образец-аналог в арсенале изготавливаемой техники, настолько они могут отличаться по принципиальным конструктивным и технологическим решениям.

Для квалифицированного выбора базовых показателей технологичности [$T_{и.б}$, $C_{т.б}$ в уравнениях (3.42) и (3.43)] используется статистика по трудоемкостям и себестоимостям изготовления ранее разработанных машин и их функциональных групп. Трудоемкость $T_{и.б}$ и себестоимость $C_{т.б}$ определяются уравнениями

$$T_{и.б} = \sum T_i; \quad (3.62)$$

$$C_{т.б} = C_m + C_з + C_{ц.р}, \quad (3.63)$$

где T_i — трудоемкость изготовления и испытания i -й составной части машины в нормо-часах;

C_m — стоимость материалов, затраченных на изготовление изделия в рублях;

$C_з$ — заработная плата производственных рабочих с начислениями;

$C_{ц.р}$ — цеховые накладные расходы, включающие затраты на амортизацию и ремонт технологического оборудования, приспособлений, инструмента, расходы на электроэнергию, потребляемую оборудованием, на смазочно-охлаждающие жидкости и др.

Ту же структуру имеют уравнения для определения трудоемкости $T_{и}$ и $C_{т.и}$ изготовления проектируемой машины. Однако в методике определения $T_{и.б}$ и $T_{и}$, а также $C_{т.б}$ и $C_{т}$ имеется большая разница. Базовые показатели устанавливаются на основе подсчета трудоемкостей и себестоимостей уже идущих в производстве изделий-аналогов, т. е. они носят реальный, фактический характер. Трудоемкость $T_{и}$ и технологическая себестоимость $C_{т.и}$ вновь проектируемой машины должны быть подсчитаны только расчетным путем.

Для самолетостроения характерна более длительная по сравнению с другими видами машин техническая подготовка производства — период разработки проекта самолета, изготовления и испытания опытного образца (3—5 и более лет). Поэтому нельзя без корректирования принять трудоемкости и себестоимости самолета-аналога и его частей за базовые показатели. В базовых показателях необходимо учесть отличие новой машины и ее функциональных групп от машины-аналога по сложности выполнения отдельных частей, по оригинальности конструктивных решений, по наличию новых систем и др. Необходимо учесть также повышение производительности труда за счет совершенствования технологических процессов к моменту изготовления вновь спроектированной машины. Для того чтобы базовые показатели отражали более объективный характер, данные по

трудоемкости и себестоимости машин-аналогов исправляют при помощи корректирующих коэффициентов [2]. Коэффициент $K_{сл}$, учитывающий усложнение конструкции, имеет значение больше единицы, коэффициент $K_{пр}$, учитывающий повышение производительности труда и снижение трудоемкости, — меньше единицы. Так, например, трудоемкость изготовления шасси, как базовый показатель $T_{и.б}$, может быть выражен так:

$$T_{и.б} = T_{и.а} K_{сл} \cdot K_{пр}, \quad (3.64)$$

где $T_{и.а}$ — трудоемкость шасси машины-аналога;

$K_{сл}$ и $K_{пр}$ — коэффициенты усложнения конструкции и снижения трудоемкости.

Базовые показатели могут быть частными, комплексными, относящимися к отдельным типовым группам деталей, системам, агрегатам, к самолету в целом; базовые показатели на самолет заносятся в техническое задание на проектирование.

Расчет трудоемкости и себестоимости вновь проектируемой машины производится по укрупненным показателям, полученным на основе обработки статистических данных. Во многих случаях для этого используют трудоемкость и себестоимость, приходящуюся на один килограмм массы конструкции, которые определяются на основе данных по изготовлению самолетов различных конструкций: пассажирских, военных, транспортных, клепаной или сварной конструкции, тяжелых, средних или легких. Это так называемые удельная трудоемкость $t_{и}$ с размерностью нормо-ч/кгс и удельная себестоимость $C_{и}$ с размерностью р/кгс, которые также могут быть относительными показателями технологичности, если в уравнениях (3.44) и (3.47) в качестве параметра p самолета принять вес его конструкции (вес пустого самолета).

Удельная трудоемкость может быть более точно систематизирована по отдельным типовым узлам, агрегатам, системам. На рис. 107 показаны графики для примерного определения трудоемкости сборки отсеков крыльев и фюзеляжей клепаной конструкции в зависимости от их веса G [12]. При наличии аналогичных зависимостей для удельных себестоимостей $C_{и}$ можно приближенно определить трудоемкость $T_{и}$ и технологическую себестоимость $C_{т.и}$ планера самолета

$$T_{и} = \sum t_{иi} G_i; \quad C_{т.и} = \sum C_{т.иi} G_i; \quad (3.65)$$

здесь $t_{иi}$ и $C_{т.иi}$ — удельные трудоемкость и технологическая себестоимость составляющих элементов планера, а G_i — их веса.

Возможен и иной путь определения $T_{и}$ и $C_{т.и}$: составление укрупненных технологических процессов изготовления деталей,

узлов, агрегатов, систем проектируемого самолета, их нормирование, определение номенклатуры технологического оснащения и его стоимости, определение стоимости материалов, а затем суммирование трудоемкостей и себестоимостей всех элементов машины по формулам (3.62) и (3.63); все это можно сделать как только разработаны чертежи машины.

Таким образом, можно определить $T_{и}$ и $C_{т.и}$ новой машины в нескольких вариантах принципиальных решений и остановиться

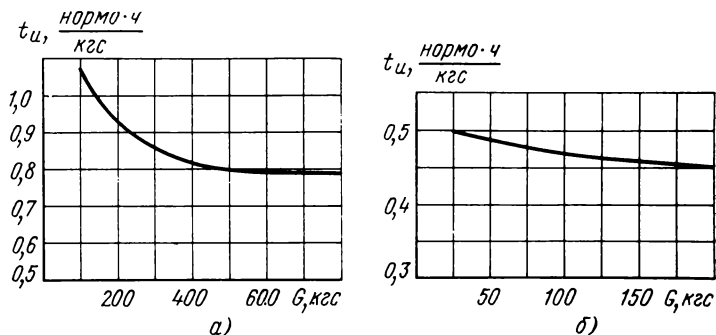


Рис. 107. Графики для определения удельной трудоемкости $t_{и}$ сборки по отверстиям отсеков крыльев (а) и фюзеляжей (б) клепаной конструкции в зависимости от их веса G [12]

на том варианте, для которого при прочих равных показателях качества получились меньшие значения трудоемкости и себестоимости. Однако такой обсчет нескольких вариантов машины требует очень больших затрат квалифицированного инженерного труда, особенно если речь идет о такой машине, как крупный самолет. Для этой работы требуются месяцы труда сотен инженеров.

Внедрение электронно-вычислительных машин дает возможность автоматизировать инженерный труд. Используя методы математического моделирования характерных признаков конструкции элементов машины и признаков технологических процессов их изготовления, можно разработать алгоритмы автоматического расчета трудоемкостей и себестоимостей производства и сравнить эти показатели для различных конструктивных и технологических решений.

Следует отметить, что основные абсолютные показатели $T_{и}$ и $C_{т.и}$ являются важными и обязательными показателями вновь проектируемых самолетов. Эти показатели включают все временные и денежные затраты на производство машины. Они являются интегральными показателями, отражающими и технологическое совершенство машины, и технический уровень производства. Если один и тот же самолет изготовляют два завода и

показатели $T_{и}$ и $C_{т.и}$ существенно различаются, то это свидетельствует о различии организационно-технических уровней этих заводов. Если один и тот же завод в разное время или параллельно изготавливает две машины одного назначения и класса и если показатели $T_{и}$ и $C_{т.и}$ плохо согласуются, то это свидетельствует о различной технологичности конструкции этих самолетов.

Уровень технологичности по трудоемкости K_T и себестоимости $K_{ст}$ определяется отношением действительных показателей $T_{и}$ и $C_{т.и}$ к базовым показателям $T_{и.б}$ и $C_{и.б}$. Чем ближе эти уровни

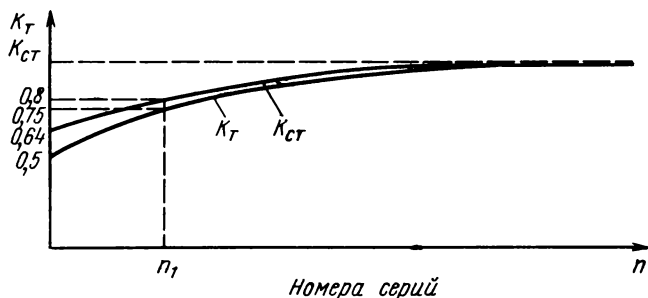


Рис. 108. Изменение уровней технологичности по трудоемкости K_T и технологической себестоимости $K_{ст}$ машин в зависимости от объема их выпуска n

приближаются к единице, тем больше этот новый самолет соответствует техническому заданию на его проектирование.

С первого серийного самолета уровни K_T и $K_{ст}$ не могут быть высокими, так как не все технологическое оснащение успевает быть полностью изготовленным к началу серийного производства; оно вступает в строй постепенно, вначале оснащение первой очереди, затем — второй и т. д. Однако директивно устанавливаются номера серий или самолетов, при производстве которых уровни K_T и $K_{ст}$ должны достигать определенного значения (рис. 108).

Дополнительные показатели технологичности следует оценивать по степени их влияния на основные показатели, определяющие успешное решение проблемы; их влияние на основные показатели различно и качественно (интенсивность и направление влияния), и количественно (весомость влияния).

Относительная трудоемкость заготовительных работ $t_{з.р}$ [уравнение (3.45)] является сложным показателем, и его нельзя, на наш взгляд, толковать однозначно. Малый удельный вес заготовительных работ может характеризовать неудовлетворительную точность подаваемых на обработку заготовок (штамповок, поковок, отливок), что вызывает увеличенный объем механической обработки. Большой удельный вес может характеризовать

вать как производство точных заготовок, так в равной степени и невысокую точность заготовок при низком техническом уровне этих цехов. Только сравнительные данные могут служить основанием для суждения о характере влияния $t_{з,р}$ на основные показатели технологичности. В современных условиях значение этого показателя для дозвуковых самолетов составляет 0,04—0,06.

Распределение трудоемкости по видам работ, характеризующее показателем $t_{в,т}$ [уравнение (3.46)], без особого анализа также не дает однозначного ответа что «хорошо» и что «плохо». Например, объем механической обработки надо рассматривать совместно с производством заготовок, с видами полуфабрикатов, их точностью и степенью приближения по размерам к готовым деталям. Если большой объем механической обработки сопровождается низким выходом «годного», то это «плохо», это свидетельствует о том, что механическая обработка превращена из полезного процесса изготовления деталей во вредный процесс «изготовления» стружки; такое положение может быть терпимо только в единичном производстве. Наоборот, изготовление большого числа деталей механической обработкой при экономичном использовании материала является положительным, так как это свидетельствует о том, что обработка заготовок идет не кругом, а только по сопрягаемым местам. Такое сочетание точного заготовительного и доводочного обработочного процессов является оптимальным для установившегося серийного производства.

Полезные заключения можно сделать из анализа структуры трудоемкостей по типовым группам деталей с точки зрения повышения их технологичности, из анализа соотношения трудоемкостей технологических процессов изготовления деталей самолета и процессов всех видов сборки, монтажа и испытаний. Для единичного производства характерно превалирование сборочно-монтажных работ, где большая трудоемкость расходуется на доводку деталей. Для серийного производства, наоборот, детали на сборку должны приходить более точными, поэтому сборка должна занимать меньшую долю трудоемкости, чем изготовление деталей.

Распределение трудоемкости изготовления самолетов по видам работ было приведено в гл. 1.

Высокое значение дополнительных показателей технологичности по унификации и стандартизации $k_{у.с.}$, $k_{с.с.}$, $k_{у.д.}$, $k_{с.д.}$ [уравнения (3.49), (3.50), (3.51)], коэффициент повторяемости элементов конструкции $K_{пов}$ [уравнение (3.55)] применительно к деталям, сборочным единицам и бортовым системам, к изделию в целом оказывает положительное влияние на основные показатели T_n и $C_{т.и}$ (рис. 109). Чем выше показатели по унификации и стандартизации, тем ниже трудоемкость и технологическая себестоимость самолета, так как это делает выгодным орга-

низацию более механизированного производства унифицированных и стандартных деталей и узлов, имея в виду большое их число, идущее на каждый самолет.

Для самолетов разных типов число унифицированных, нормализованных и стандартных деталей доходит до 0,4—0,6 от общего числа деталей.

Высокий уровень унификации и стандартизации элементов конструкции самолета дает возможность охватить большее их

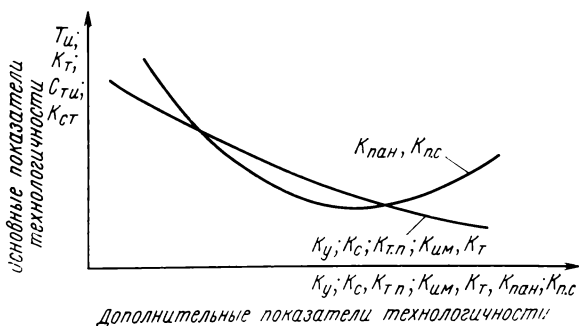


Рис. 109. Влияние дополнительных показателей технологичности на основные показатели $T_{и}$, K_T , $C_{т.и}$ и $K_{СТ}$

число типовыми технологическими процессами и сократить трудовые и денежные затраты на технологическую подготовку и на само производство. Следовательно, повышение коэффициента $K_{Т.п}$ применения типовых технологических процессов [уравнение (3.52)] положительно влияет на основные показатели $T_{и}$ и $C_{т.и}$ (см. рис. 109).

Аналогичным образом влияет коэффициент использования материала $k_{и.м}$ [уравнение (3.53)] на основные показатели технологичности при серийном производстве. При единичном производстве может быть обратное явление. При современном уровне производства технологического оснащения для объемной штамповки и литья оказывается невыгодным изготовление точных заготовок в небольшом количестве. Более выгодным оказывается изготовление деталей из поковок, из плит, из неточных отливок в земляные формы с последующим удалением большей части металла при помощи механической обработки.

Так как в изготовлении самолетов мелкосерийное производство занимает большую долю, значение коэффициента $k_{и.м}$ невысокое: 0,5—0,6.

Коэффициент точности выполнения размеров $K_{точ}$ [уравнение (3.54)] при любом объеме выпуска и типе производства влияет на основные показатели устойчиво и однозначно: чем выше точность, тем выше трудоемкость и технологическая себестоимость

машины (см. рис. 109). Поэтому там, где высокая точность не обуславливается необходимостью, обычно не ставят на размеры жестких допусков.

Коэффициент прессовой клепки $K_{п.к}$ существенно влияет на $T_{и}$ и $C_{т.и}$. Высокое его значение свидетельствует о рациональном расчленении конструкции планера и применении производительной групповой прессовой клепки, что при массовости процесса снижает трудоемкость и себестоимость машины. В зависимости от степени панелирования планера коэффициент $K_{п.к}=0,4—0,6$.

Коэффициенты панелирования планера и бортовых систем $K_{пан}$ и $K_{п.с}$ [уравнения (3.56) и (3.58)] до определенного значения влияют на основные показатели положительно, а при дальнейшем увеличении отрицательно. Расчленение конструкции до разумных пределов способствует расширению фронта работ, позволяет применить прессовую клепку, что улучшает показатели $T_{и}$ и $C_{т.и}$. Однако членение конструкции на многочисленные мелкие сборочные единицы затрудняет планирование, усложняет механизацию стыковки панелей и в целом увеличивает трудоемкость. Следовательно, значения этих коэффициентов для конкретных конструкций планера и бортовых систем должны иметь некоторые оптимальные значения (см. рис. 109). Для планера самолета значение $K_{пан}$ доходит до $0,7—0,8$.

Из приведенного краткого обзора влияния дополнительных показателей (перечень их приведен неполностью) на основные показатели технологичности следует, что связь между этими двумя категориями показателей не всегда носит определенный характер. Для разных условий производства действие отдельных показателей противоречиво. То, что хорошо для серийного производства, часто является нежелательным для единичного производства. Каждый показатель должен рассматриваться для конкретных условий с учетом специфики конструкции и класса самолета, объема выпуска и типа производства. Некоторые дополнительные показатели взаимосвязаны, поэтому необходимо рассматривать совокупное влияние их на трудоемкость и себестоимость машины.

Даже основные показатели технологичности машины, трудоемкость и себестоимость, взаимосвязаны более сложно, чем кажется на первый взгляд. Например, существенное снижение трудоемкости $T_{и}$ может сопровождаться лишь незначительным снижением себестоимости, потому что снижение трудоемкости, очевидно, повлечет за собой увеличение расходов на технологическое оснащение, а это отразится на составляющей $C_{п.р}$ [уравнение (3.63)]. В технологической себестоимости материал конструкции участвует лишь своей стоимостью [уравнение (3.63)]; ни один показатель не учитывает технологические свойства применяемого материала. Вместе с тем обрабатываемость материала оказывает большое влияние на трудоемкость. Напри-

мер, дуралюмин и хромоникелевая сталь X18H9T имеют примерно одинаковую оптовую цену, но трудоемкость механической обработки деталей из этой стали на порядок выше, по сравнению с обработкой деталей из дуралюмина. Внедрение титанового сплава резко увеличивает трудоемкость листовой штамповки и механической обработки.

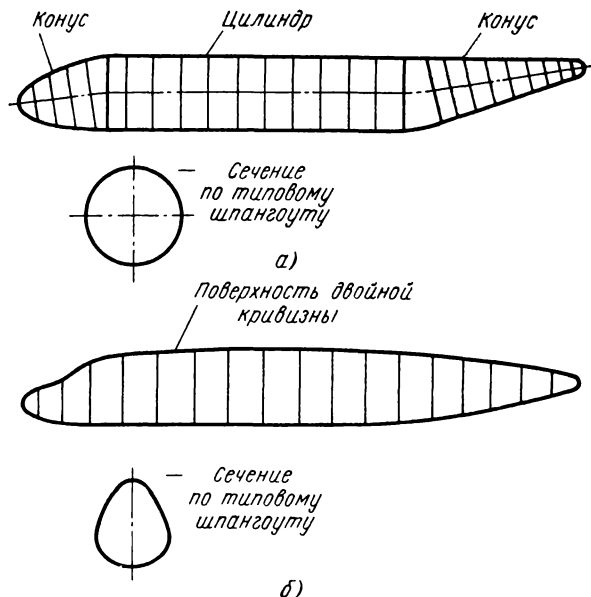


Рис. 110. Архитектура агрегатов фюзеляжа:

а—агрегаты имеют цилиндрическую и коническую форму тел вращения. Конструкция технологична; б—агрегаты имеют форму двойной кривизны. Конструкция нетехнологичная

Контроль достигнутых количественных показателей технологичности конструкции нового самолета производится сравнением их с базовыми показателями, заданными в техническом задании. Уровень технологичности машины K_y определяется так:

$$K_y = K_n / K_b, \quad (3.66)$$

где K_n — достигнутый показатель технологичности;
 K_b — базовый показатель.

Остановимся далее на отдельных примерах качественного характера, иллюстрирующих технологичные и нетехнологичные конструкции частей и элементов самолета.

Планер, образованный линейчатыми поверхностями, безусловно, проще в изготовлении, чем планер, у которого фюзеляж, крылья, оперение образованы более сложными нелинейчатыми

поверхностями, поверхностями второго порядка. Еще лучше, когда фюзеляж составляется из агрегатов, имеющих форму тел вращения и удлиненную цилиндрическую часть (рис. 110). Изготовление фюзеляжа предпочтительной с точки зрения технологичности архитектуры упрощается тем, что большинство обшивок может быть изготовлено или гибкой — прокаткой, или обтяжкой на минимальном количестве пуансонов; сборка панелей может быть осуществлена всего на нескольких приспособлениях. Все шпангоуты — круглые, имеют постоянную малку, и их изготовление требует минимального количества оснастки. Все монолитные элементы, входящие в обвод фюзеляжа (фонари, люки, бимсы, окантовки), являются поверхностями тел вращения и могут обрабатываться на универсальных токарных, лобовых или карусельных станках.

Изготовление фюзеляжа менее предпочтительной конструкции сопряжено с более дорогостоящей подготовкой производства; в этом случае оснастки потребуется в несколько раз больше. Каждая обшивка, каждая деталь шпангоута, каждая панель и шпангоут должны изготавливаться на специальной оснастке, так как все они отличаются по кривизне и по малкам. Вместо точения при изготовлении монолитных деталей необходимо более трудоемкое фрезерование.

Фланцевый стык агрегатов является более технологичным, чем гребенчатый или ушковый. Стык, расположенный в одной плоскости, перпендикулярной оси агрегата, предпочтительнее ступенчатого или косого стыка.

Целесообразное членение планера и агрегатов (см. рис. 4 и 5) существенно влияет на трудоемкость его производства и себестоимость и является одним из важнейших показателей технологичности. Рациональное членение должно исходить из условия достижения минимального цикла сборки, минимальной трудоемкости, необходимой производственной площади, числа рабочих мест и себестоимости. Оптимизация членения по всем этим параметрам является не простой задачей, тем более, что для правильного ее решения необходимо учитывать, кроме того, объем выпуска, вид производства и принятые методы сборки и увязки технологической оснастки. По этому вопросу имеется специальная литература [28].

Для обеспечения сборки производительными способами необходимо выполнить следующие условия:

- к местам соединения должен быть двусторонний подход;
- стрингеры должны быть расположены параллельно на агрегатах цилиндрических форм (средняя часть фюзеляжа на рис. 110, а); по процентным линиям на отсеках крыльев и оперения (рис. 111); в плоскостях, проходящих через ось агрегатов конической формы (см. рис. 110, а) и агрегатов двойной кривизны. Отклонение от этих правил приводит к тому, что стрин-

геры приобретают сложную пространственную кривизну и закрутку; такую же форму приобретает на поверхности агрегата и заклепочный или сварочный шов (см. рис. 111), что затрудняет механизацию его образования (сверления, зенкования, клепки);

- шаги стрингеров и шпангоутов должны быть унифицированы;

- для герметичных отсеков желательно иметь минимальную длину заклепочных швов; здесь рационально применение монолитных панелей и соединение путем сварки.

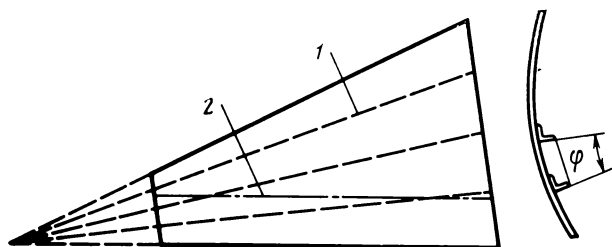


Рис. 111. Стрингер, расположенный не по процентной линии и имеющий кривизну не в одной плоскости и закрутку (φ угол закрутки):

1—процентные линии; 2—ось стрингера, не совпадающая с процентной линией

Для облегчения монтажных работ и рассредоточения их по агрегатным цехам необходимо:

- элементы систем монтировать на отдельных панелях, платах, пультах и др.;

- для прокладки коммуникаций (трубопроводов, электропроводов и жгутов) необходимо предусматривать специальные ниши или желоба;

- отдельные системы желательно располагать в агрегатах с возможной законченностью. Механические системы, разбедненные агрегатами, трудно соединять при стыковке агрегатов.

Если в конструкции применяются монолитные панели, то:

- не рекомендуется применять их на больших отсеках двойной кривизны;

- для облегчения прессования и механической обработки оребрение (стрингеры) желательно располагать параллельно с одинаковым шагом.

При выборе материала для элементов конструкции необходимо учитывать его технологические характеристики применительно к процессам изготовления конструкции. Разница в обрабатываемости материалов при механической обработке, штамповке, литье, сварке и в других видах обработки колеблется в

широких пределах. Например, если обрабатываемость резанием стали 30ХГСА (хромансиль) принять за единицу, то обрабатываемость других конструкционных материалов будет характеризоваться следующими показателями: магниевые сплавы 7,5, алюминиевые сплавы 7, хромоникелевая сталь 1Х18Н9Т 0,7, титановый сплав ВТ1Д — 0,4, другие титановые сплавы 0,2.

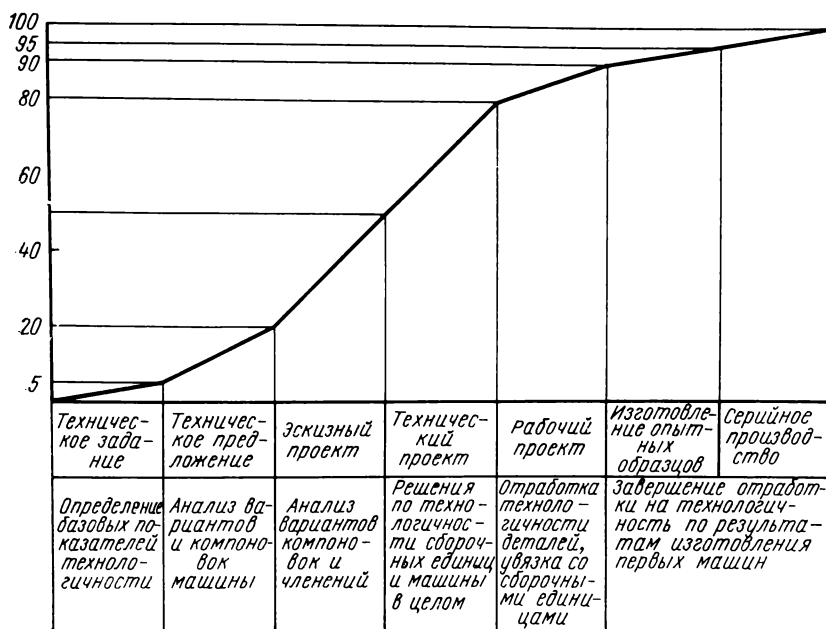


Рис. 112. Распределение эффективности отработки машины на технологичность по стадиям проектирования и изготовления

Таковы наиболее важные рекомендации по созданию конструкции, отвечающей требованиям производства и обеспечивающей применение механизированных процессов. Они могут быть реализованы на этапах разработки эскизного и технического проекта машины. Если эффективность отработки машины на технологичность принять за 100%, то, как видно из рис. 112 [2], наиболее весомые решения по технологичности реализуются именно на стадии технического и эскизного проектирования. На стадиях разработки рабочего проекта конструкции машины производится отработка на технологичность узлов и деталей с учетом рекомендаций по технологичности, составленным для отрасли по видам работ.

Отработка на технологичность продолжается и на стадии изготовления опытного образца самолета и даже на стадии серий-

ного производства, где устраняются выявленные недостатки технологической обработки конструкции. Однако весомость обработки на технологичность на этих стадиях невелика; принципиальные решения по конструкции, принятые ранее, на этих стадиях уже не изменяются.

На всех стадиях обработки самолетов на технологичность играет большую роль участие опытных технологов, знающих возможности и перспективу развития методов и средств производства.

Обработка конструкции на технологичность является одной из труднейших задач. Технологичность не является единственным требованием к выполняемой конструкции самолета. При проектировании нового самолета сталкиваются требования различных сторон качества: технологичность, надежность, долговечность, ресурс и т. д. Эти требования часто бывают совершенно противоположны по своему характеру. Требования по технологичности, например, обуславливают применение конструкционного материала с высокими технологическими характеристиками, однако требования прочности и надежности обосновывают применение самых нетехнологичных металлов — титановых сплавов и хромоникелевых сталей.

Производству несложно производить болтовые соединения при условии, что болты вставляются в отверстия с некоторым зазором, однако по условиям обеспечения большего ресурса и надежности необходимо ставить болты по напряженной посадке с большим натягом. По последним данным, членение фюзеляжа на отдельные отсеки с полным разъединением и силовых элементов и коммуникаций также не является лучшим вариантом для продления ресурса; это ограничивает возможности членения.

Авиационная техника развивается в направлении увеличения скоростей, дальности и высоты полета. Все, что способствует увеличению надежности полета и ресурса при возрастающих летных характеристиках, — это принимается в первую очередь, несмотря на то, что на производстве возникают определенные трудности. Именно это обуславливает возрастание удельной трудоемкости и удельной себестоимости в 2—2,5 раза за последние 10—15 лет.

Однако эти трудности носят временный характер. Производство развивается и осваивает новую продукцию, привлекая новые методы и средства производства. Создание новых видов конструкции самолетов способствует изысканию и освоению новых технологических процессов и внедрению новых видов технологического оборудования.

Проекты создателей новой техники опережают возможности производства. Поэтому при проектировании все принципиальные решения носят, как правило, компромиссный характер. Вопрос

может стоять так: если в проекте самолета будет заложена конструкция, для изготовления большинства элементов которой требуются новые методы и средства производства, то подготовка серийного изготовления такой машины может затянуться на 5—10 лет. Если же большинство (но не 100%) элементов конструкции ориентировано на изготовление с использованием существующих методов и средств производства, то период подготовки серийного изготовления может сократиться в два-три раза. Такие задачи определяющего значения приходится решать совместно и заказчику, и конструктору, и технологу.

Как видно из схемы рис. 112, около 90% отработки на технологичность падает на этапы проектирования машины, т. е. на период, когда есть только чертежи и другая техническая документация и еще нет материализованного ее образца, даже опытного, и, естественно, опытным путем не могут быть определены показатели технологичности. Поэтому основные показатели технологичности необходимо прогнозировать на основе существующего опыта, обобщенного статистического материала по производству самолетов аналогичного назначения и конструкции.

Учитывая то обстоятельство, что основные показатели технологичности являются показателями трудоемкости и себестоимости, основная задача технологической отработки заключается в составлении укрупненных технологических процессов изготовления проектируемых конструкций в нескольких вариантах, так как только на этой основе могут быть определены трудовые затраты, состав технологического оснащения и технологическая себестоимость.

Следовательно, параллельно с разработкой конструкции самолета необходим труд технологов для качественной или количественной оценки конструкции с точки зрения ее технологичности. Для оценки технологичности, связанной с большим числом расчетов, применяются вычислительные машины. В основе машинных методов проектирования технологических процессов и оценки технологичности лежит моделирование элементов конструкции самолета и процессов их производства. Возможность такого подхода может стать реальной только при условии широкой унификации и типизации как конструктивных элементов, так и технологических процессов.

Глава 4

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Экономическая эффективность технологических процессов оценивается рядом технико-экономических показателей, к которым относятся:

- уровень производительности труда;
- уровень себестоимости продукции;
- эффективность капитальных вложений.

Наряду с обеспечением планируемых показателей технического качества разрабатываемые технологические процессы должны быть ориентированы на достижение при заданных условиях производства наибольшей производительности труда, наименьшей себестоимости изделий и наибольшей эффективности капитальных вложений на технологическое оснащение. Только выполнением этих показателей достигается экономическая целесообразность технологических процессов, рентабельность производства, получение предприятием определенной прибыли.

Уровень экономической эффективности технологических процессов определяют затраты на производство самолета. Хотя экономическая эффективность машины в целом характеризуется не только затратами на ее производство, однако уровень их во многих случаях играет определяющую роль.

Стоимость общественно полезной работы самолета за весь срок его службы должна превышать затраты на его проектирование, производство, эксплуатацию и ремонты, иначе машина будет убыточной. Если самолет рассматривать как транспортную машину, то его экономическую эффективность можно выразить так [5]:

$$\mathcal{E} = \frac{C_{\text{пол}}}{C_{\text{зат}}} = \frac{(v \cdot G_k \cdot R) C_0}{C_1 + C_2 + C_3},$$

где $C_{\text{пол}}$ — средства, полученные за весь срок эксплуатации самолета в р; $C_{\text{зат}}$ — суммарные затраты на самолет; v — средняя рейсовая скорость в км/ч; G_k — вес коммерческой нагрузки в тс; R — технический ресурс в ч; C_0 — стоимость перевозки в р/тс·км; C_1 — затраты на проектирование и отработку опытного образца, отнесенные к числу выпущенных самолетов; C_2 — средние затраты на производство серийного самолета; C_3 — средние суммарные затраты на эксплуатацию и ремонты самолета за весь срок эксплуатации.

Доля затрат на производство C_2 в общих затратах на самолет может изменяться в широких пределах. Однако C_2 может быть соизмеримо с суммой $C_1 + C_3$; в этом случае видна определяющая роль эффективности технологических процессов серийного производства в общей эффективности машины.

Производительность труда характеризует затраты живого труда на изготовление единицы изделия. В рамках предприятия производительность труда может быть определена объемом валового выпуска за определенный отрезок времени; для цеха, рабочего места — нормой выработки, т. е. количеством изделий в штуках, производимых в единицу времени: в час, в смену, в сутки.

Производительность Π труда есть обратная величина трудоемкости $T_{\text{и}}$ изделия, т. е. сумме затрат живого труда в часах на производство этого изделия:

$$\Pi = 1/T_{\text{и}}. \quad (4.1)$$

Себестоимость изделия — денежное выражение суммарных затрат на его изготовление живого и овеществленного труда. Себестоимость определяется затратами на материал, на оплату труда основных рабочих и накладными расходами, в состав которых входит большое число статей. Если в себестоимости учесть не все накладные расходы, а только те, которые связаны с непосредственной реализацией технологических процессов, то такую неполную себестоимость изделия называют технологической ($C_{\text{т.и}}$). Составляющие технологической себестоимости даны уравнением (3.63).

Эффективность капитальных вложений характеризует окупаемость затрат на технологическое оборудование, инструмент, средства контроля и автоматизации, необходимых для реализации проектируемых технологических процессов, в заданный промежуток времени их эксплуатации. Этот показатель используется при экономическом обосновании варианта технологического процесса. Показателем эффективности капитальных вложений является сравнительный коэффициент

$$K_{\text{эф}} = \frac{(C_{\text{т.и1}} - C_{\text{т.и2}}) N_{\text{гол}}}{K_2 - K_1}. \quad (4.2)$$

Здесь $C_{т.и1}$, $C_{т.и2}$ — технологические себестоимости (в рублях) изделия, полученные изготовлением по сравниваемым вариантам технологических процессов; K_1 и K_2 капитальные вложения в рублях на оснащение тех же вариантов технологических процессов; $N_{год}$ — годовая программа.

Числитель в уравнении (4.2) представляет собой годовую экономию при внедрении более прогрессивного второго варианта технологического процесса, а знаменатель — превышение капитальных затрат на оснащение этого процесса над затратами менее прогрессивного первого варианта.

Величина, обратная коэффициенту эффективности, является сроком окупаемости в годах капитальных вложений, сделанных для реализации более прогрессивного процесса:

$$\tau = \frac{K_2 - K_1}{(C_{т.и1} - C_{т.и2}) N_{год}} . \quad (4.3)$$

Задача сводится к тому, чтобы выбрать технологический процесс с таким уровнем оснащения, при котором $K_{эф}$ и τ не выходили бы за пределы нормативных значений.

Все три показателя экономической эффективности технологических процессов взаимосвязаны. Производительность труда, определяемая трудоемкостью изделия, является составной частью себестоимости, входя во второе слагаемое C_3 уравнения (3.63). С повышением производительности труда себестоимость изделия снижается. Чем больше удельный вес расходов на заработную плату в общей себестоимости изделия, тем ощутимее эффект ее снижения посредством повышения производительности труда; это является характерным для единичного и мелкосерийного производства. В высокомеханизированном массовом производстве основную долю себестоимости составляет стоимость материала.

Повышение производительности труда и снижение себестоимости изделий является непреложным законом социалистического предприятия, основанного на принципах хозяйственного расчета. Реализация предприятием продукции должна покрывать затраты на проектирование и изготовление новой машины. покрывать дополнительные капитальные вложения и давать прибыль. Производство может быть эффективным только в том случае, когда оно является рентабельным и прибыльным, что достигается главным образом за счет постоянного роста производительности труда и снижения себестоимости машины на базе научно-технического прогресса, т. е. на базе поступательного взаимнообусловленного развития науки и техники.

Для многих предприятий и отраслей промышленности увеличение объема продукции планируется без увеличения численности производственных рабочих, т. е. увеличение мощности пред-

приятия должно происходить только за счет увеличения производительности труда.

4.2. ПУТИ УВЕЛИЧЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ТРУДА

Для самолетостроительной промышленности повышение производительности труда является важной проблемой, так как здесь, по сравнению с другими отраслями промышленности, большую долю в себестоимости занимает оплата живого труда производственных рабочих. Кроме того, решение этой проблемы вызывает определенные трудности из-за малого числа заказываемых предприятию самолетов, что обуславливает единичный или мелкосерийный тип производства, для которого невыгодно дорогостоящее технологическое оснащение. Поэтому методы и средства повышения производительности труда в самолетостроении специфичны и в целом решение этой проблемы требует особого подхода.

Как следует из уравнения (4.1), производительность труда определяется трудоемкостью изделия $T_{\text{и}}$, которая складывается из затрат труда на выполнение отдельных технологических операций:

$$T_{\text{и}} = \sum_{i=1}^n T_{\text{ш.к.}i}, \quad (4.4)$$

где $T_{\text{ш.к.}i}$ — так называемое штучно-калькуляционное время, планируемое на выполнение i -й операции технологического процесса изготовления изделия. Элементарное изделие в виде несложной детали изготавливается за одну операцию, более сложное — за несколько операций; трудоемкость узла складывается из штучно-калькуляционного времени изготовления всех входящих в него деталей и времени, необходимого для сборки. Величину $T_{\text{ш.к}}$ называют также нормой штучно-калькуляционного времени.

На рис. 113 показаны структурные составляющие нормы штучно-калькуляционного времени.

t_0 — *основное время*, планируемое на изменение параметров (размеров, форм, свойств и др.) изделия при его обработке или сборке в соответствии с технологическим процессом.

Основное время может быть машинным, машинно-ручным и ручным. Машинное время представляет собой время выполнения операции без участия рабочего (точение на станке, штамповка на прессе, термическая обработка в печи с автоматическим управлением). Машинно-ручное время расходуется на работу, где сочетается работа машины и труд рабочего (сверление с ручной подачей, штамповка с ручным включением пресса и др.). Руч-

ное время представляет собой труд рабочего без применения механизмов, с использованием простейших орудий (правка деталей на плите, ручная гибка тонких труб и др.).

$t_{вс}$ — *вспомогательное время*, планируемое на выполнение рабочим вспомогательной работы, повторяющейся в промежутках реализации основного времени (включение и выключение станка, подведение резца, смазывание заготовки и др.).

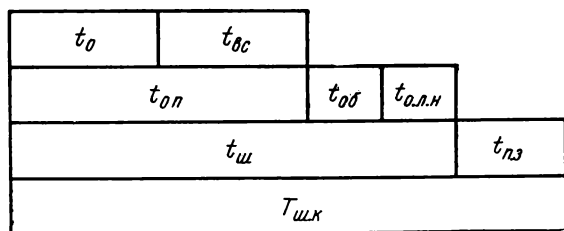


Рис. 113. Структура штучно-калькуляционного времени

Сумма основного и вспомогательного времени образует *оперативное время* $t_{оп}$.

$t_{об}$ — *время обслуживания рабочего места*, включающее время технического и организационного обслуживания. Ко времени технического обслуживания относится смена инструмента, наладка оборудования; ко времени организационного обслуживания — содержание рабочего места в чистоте, смазка оборудования и др.

$t_{о.л.н}$ — *время на отдых и личные надобности рабочего*.

Сумма перечисленных времен дает норму штучного времени:

$$t_{ш} = t_0 + t_{вс} + t_{об} + t_{о.л.н}, \quad (4.5)$$

или

$$t_{ш} = t_{оп} + t_{об} + t_{о.л.н}. \quad (4.6)$$

Время на обслуживание рабочего места, на отдых и личные надобности часто выражается в долях оперативного времени; тогда штучное время можно выразить так:

$$t_{ш} = t_{оп} \left(1 + \frac{a+b}{100} \right) = t_{оп} \left(1 + \frac{c}{100} \right), \quad (4.7)$$

где a, b, c — коэффициенты, равные:

$$a = \frac{t_{об}}{t_{оп}} 100; \quad b = \frac{t_{о.л.н}}{t_{оп}} 100; \quad c = \frac{t_{об} + t_{о.л.н}}{t_{оп}} \cdot 100.$$

$t_{пз}$ — *подготовительно-заключительное время*, приходящееся на каждую операцию; оно включает долю затрат на установку,

отладку и демонтаж технологического приспособления, получение и сдачу технической документации, инструмента и др. Оно равно

$$t_{п.з} = T_{п.з}/n, \quad (4.8)$$

где $T_{п.з}$ — полное подготовительно-заключительное время;
 n — число деталей в партии, которая подвергается обработке на подготовленном для выполнения данной операции рабочем месте.

Норма времени на партию $T_{п.з}$ устанавливается так:

$$T_{пар} = t_{ш}n + T_{п.з}.$$

Число n изделий в партии планируется в зависимости от месячного плана изготовления изделий.

Тогда штучно-калькуляционное время на операцию выражается уравнением

$$T_{ш.к} = t_0 + t_{вс} + t_{сб} + t_{о.л.н} + T_{п.з}/n, \quad (4.9)$$

или

$$T_{ш.к} = t_{он}(1 + c/100) + T_{п.з}/n = t_{ш} + T_{п.з}/n. \quad (4.10)$$

На основе штучно-калькуляционного времени определяется *норма выработки на смену:*

$$N_{выр} = T_{см}/T_{ш.к}, \quad (4.11)$$

где $T_{см}$ — длительность смены в часах.

Трудоемкость изделия (детали, узла, агрегата) определяется по формуле

$$T_n = \sum_{i=1}^m T_{ш.к i} = \sum_{i=1}^m (t_{ш} + T_{п.з}/n), \quad (4.12)$$

а производительность труда — по формуле

$$П = 1 / \sum_{i=1}^m T_{ш.к i}, \quad (4.13)$$

где m — число операций, при помощи которых изготавливается изделие.

Следовательно, повышение производительности труда сопровождается снижением нормы штучно-калькуляционного времени. Возможные направления этого можно определить путем анализа структурных составляющих нормы $T_{ш.к}$.

Установление норм времени является важным разделом научной организации труда. Научные методы и приемы по определению меры труда для конкретных технологических операций, по определению основного, вспомогательного и других составляющих нормы времени объединяются общим понятием «*техническое нормирование*». Научно обоснованные нормы времени, базирующиеся на достижениях науки и техники, ориентирующие производство на применение прогрессивных технологических процессов, объективно отражающие действительные трудовые затраты и уровень их сложности, являются действенным средством повышения производительности труда.

В промышленности применяют и опытные, и расчетные, и расчетно-экспериментальные методы технического нормирования трудовых затрат на изготовление и сборку изделий. Опытнo-статистический метод и метод нормирования по аналогии применяют в единичном и мелкосерийном производстве. Нормирование затрат времени производят здесь суммарно, на всю технологическую операцию или на изготовление всей детали без расчленения нормы на ее структурные составляющие. Основанием для определения суммарной нормы ($t_{\text{ш}}$) с использованием этих методов служит опыт технолога и накопленный статистический материал по затратам времени на выполнение отдельных типовых операций или на полное изготовление типовых деталей или узлов в целом. Опытнo-статистические нормы не отличаются строгим соответствием с реальными затратами времени, так как они не учитывают конкретных условий производства и опыта передовых рабочих.

В установившемся серийном производстве применяется аналитический или аналитически-экспериментальный методы нормирования с расчленением суммарной нормы на ее составляющие. Основное время t_0 рассчитывается на основе технической характеристики оборудования и режимов обработки полностью расчетным путем. Вспомогательное время $t_{\text{вс}}$, подготовительно-заключительное $T_{\text{п.з}}$, обслуживания $t_{\text{об}}$, время ручных работ по управлению оборудованием определяется по нормативным данным, составленным на основе изучения фактических затрат времени непосредственно на рабочих местах в типовых условиях путем хронометрирования, фотографирования рабочего дня.

Нормативные данные могут быть представлены в виде таблиц, эмпирических формул, номограмм. Нормирование с использованием расчетно-экспериментального метода более объективно отражает действительные затраты времени на выполнение конкретных операций и приемов, что положительно влияет на повышение производительности труда. Следует отметить, что при сдельной оплате труда норма времени в определенной степени обуславливает личный заработок рабочего; завышенная, как и заниженная, норма не способствует правильной организации

труда, не приносит удовлетворения исполнителям и тем более не обеспечивает заданного повышения производительности труда. Такие нормы часто пересматривают, причем, без изменения методов и средств производства. Поэтому тщательная отработка нормативных данных с постановкой специальных экспериментов и теоретических исследований всегда оправдывается последующим положительным воздействием на организацию и производительность труда.

Методы технического нормирования подробно изучаются в курсе организации и планирования производства.

Снижение основного времени t_0 может происходить:

если t_0 отражает ручной или машинно-ручной труд — путем замены его полностью машинным трудом. Это наиболее эффективный способ, однако весомость его определяется общим объемом основного ручного труда в цехе или на заводе в целом. В современном производстве основное время реализуется в основном машинным способом;

— если основное время t_0 является полностью машинным временем — путем форсирования режимов, увеличения скоростей обработки, степеней деформаций, увеличения давлений, температур и др. В механической обработке это может быть: увеличение скоростей резания, применение силового резания, групповой обработки, многоинструментальной обработки (двумя-тремя резцами одновременно), применение станков с программным управлением; замена механической обработки более производительными методами — давлением, литьем, электрохимической обработкой, химическим травлением и др.

При изготовлении деталей листовой штамповкой необходимо применение высокоскоростных методов, высокоскоростного оборудования, прогрессивных методов штамповки, позволяющих заменить несколько операций одной.

При сборке следует применять прессовую клепку вместо ударной ручной пневматическими молотками, автоматическую сварку вместо ручной, специальный инструмент для запрессовки и затяжки болтов.

Основное время при рациональной организации рабочего места и сведении к минимуму непроизводительных приемов и движений может доходить в серийном производстве до 70—80% оперативного времени. Однако в единичном и мелкосерийном производстве основное время бывает меньше половины оперативного времени $t_{оп}$, большая доля времени падает на вспомогательные операции ($t_{вс}$), выполняемые вручную.

Основным направлением уменьшения вспомогательного времени $t_{вс}$ является улучшение организации рабочего места и его оснащения, автоматизация и механизация вспомогательных работ. Даже при такой, казалось бы, механизированной операции, как точение с автоматической подачей, вспомогательное

время в зависимости от размеров детали может занимать до 50% оперативного времени. Вспомогательное время в этом случае складывается из затрат на операции: взять заготовку, закрепить ее в патроне, проверить соосность, включить супорт, подвести резец к заготовке, включить супорт на автоматическую подачу. Эти затраты имеют место до начала точения; после точения следует произвести такие вспомогательные операции: выключить супорт, освободить деталь из патрона и уложить в ящик.

Все эти вспомогательные движения и приемы рабочего по затратам времени могут быть вполне соизмеримы с основным, машинным временем. При фрезеровании много времени занимает установка и закрепление заготовки в приспособлении, особенно, если закрепление производится болтами. Однако стоит применить точение на автомате и закрепление заготовки при фрезеровании быстродействующим зажимом, как вспомогательное время резко сократится и оперативное время будет приближаться по своему значению к основному времени.

При штамповке на прессах при ручной смазке и подаче заготовки в штамп, а также при ручном удалении и укладке готовых деталей вспомогательное время составляет еще большую долю в оперативном — до 70%.

Вспомогательное время при сборочных операциях расходуется на установку заклепок, болтов, установку и закрепление деталей в приспособлениях, перемещение узлов с одного рабочего места на другое, корректирование положения узла (панели, шпангоута) на прессах перед клепкой и т. д. Например, только ручная установка заклепок при сборке одного крупного самолета клепаной конструкции может занимать несколько сот часов рабочего времени.

Изучение вспомогательных работ при различных операциях обработки и сборки дает возможность классифицировать их так:

- установка заготовок при обработке, установка деталей при сборке; закрепление заготовок и деталей;
- включение и выключение оборудования; управление оборудованием;
- установка в нужное положение инструмента;
- измерения деталей в процессе обработки и после обработки;
- освобождение от зажимов, снятие и укладка готовых деталей и узлов после обработки и сборки.

Пути сокращения затрат времени на эти необходимые в технологическом процессе вспомогательные работы вполне очевидны; необходимо, чтобы большую долю или весь их объем выполнял не рабочий, а машины и механизмы. Только таким способом можно существенно сократить вспомогательное время и по-

высить производительность труда. Однако на этом пути встает серьезное препятствие — недостаточная экономическая эффективность затрат на изготовление дорогостоящих средств механизации и автоматизации в единичном и мелкосерийном производстве; они не окупаются в нормированные сроки эксплуатации.

Для уяснения этого используем уравнение (3.63) для определения технологической себестоимости

$$C_{т.н} = C_m + C_s + C_{o.y} + C_{oc}/N_o + H. \quad (4.14)$$

Здесь цеховые накладные расходы $C_{п.р}$ представлены тремя слагаемыми: $C_{o.y}$ — расходы на амортизацию универсального и специализированного технологического оснащения (оборудования, приспособлений, инструмента, средств автоматизации); C_{oc}/N_o — расходы на амортизацию специального технологического оснащения; H — все другие накладные расходы, связанные с реализацией технологического процесса.

Из уравнения (4.14) видно, что увеличение производительности труда обуславливает:

а) уменьшение себестоимости изделия за счет снижения затрат на заработную плату основных рабочих (C_s);

б) возможный рост себестоимости изделия за счет дополнительных затрат на модернизацию универсальных и изготовление специальных средств производства ($C_{o.y}$ и C_{oc}/N_o), обеспечивающих повышение производительности труда.

Наиболее кардинальный способ уменьшения вспомогательного времени — это оснащение производства специальными средствами механизации и автоматизации вспомогательных работ. Затраты на это определяются выражением C_{oc}/N_o , т. е. зависят от объема N_o производства (числа изделий, подлежащих изготовлению). Чем меньше объем N_o производства, тем большая доля стоимости C_{oc} специального технологического оснащения, в том числе и средств механизации, будет приходиться на каждое изделие. Можно привести такой упрощенный пример. Если специальные средства механизации и автоматизации изготовления изделий стоили 1000 р., то при $N_o = 10$ к стоимости каждого изделия надо прибавить 100 р, чтобы компенсировать расходы на это оснащение; если $N_o = 100$, то $C_{oc}/N_o = 10$ р., при $N_o = 1000$ затраты $C_{oc}/N_o = 1$ р.

Следовательно, себестоимость $C_{т.н}$ весьма существенно зависит от затрат на оснащение и от объема производства. При малом объеме производства дорогостоящее оснащение может так повысить стоимость изделий, что заказчик встанет в тупик: брать или не брать такое изделие. Зная ресурс, стоимость самолета, коммерческую нагрузку, стоимость перевозок (произвольно для каждого самолета ее нельзя назначать), эксплуатационные расходы, можно легко подсчитать, окупится или не окупится машина за весь период ее эксплуатации.

При небольшом N_0 высокие затраты на оснащение не оправдываются, а так как рост производительности труда является объективной необходимостью, то выход из этого положения следует искать в уменьшении затрат на технологическое оснащение, в создании такой конструкции специального оборудования, оснастки, средств механизации, в составе которых было бы меньше специальных элементов и больше универсальных, многократно используемых для изделий разных наименований. Тогда слабое C_{oc}/N_0 можно представить двумя слагаемыми

$$C_{oc} = C'_{o,y} + C'_{oc}/N_0, \quad (4.15)$$

где $C'_{o,y}$ — расходы на амортизацию универсальных элементов специального оснащения (колонны, балки, кронштейны сборочных приспособлений); они уже слабо зависят от объема N_0 производства данного изделия, так как универсальные элементы используются и для других изделий (методика определения $C_{o,y}$ дается ниже);

C'_{oc}/N_0 — расходы на амортизацию специальных элементов оснащения, число которых уменьшено; ими могут быть, например, в сборочном приспособлении только базовые элементы (рубильники), в штампах — только пуансон и матрица. При небольшой стоимости специального оснащения C_{oc} влияние объема N_0 на общую себестоимость оказывается ослабленным и более высокое оснащение мелкосерийного и даже опытного производства становится оправданным.

Выполнение вспомогательных работ может совмещаться с выполнением основного машинного времени. Так, во время работы одного станка рабочий может проводить подготовку к работе другого станка, сокращая таким образом общее оперативное время.

Оперативное время ($t_0 + t_{вс}$) занимает большой объем штучно-калькуляционного времени, поэтому уменьшение его определяет успех в решении проблемы повышения производительности труда. Время обслуживания $t_{об}$ занимает лишь несколько процентов (2—3) от оперативного времени, и пути его снижения заключаются в улучшении организации рабочего места, в совмещении обслуживания с основным временем.

Время на отдых и личные надобности $t_{о.л.н}$ занимает 3—4% от $t_{оп}$. В тех случаях, когда машинное время имеет большой объем и рабочий, пока работает станок, может отдохнуть, то $t_{о.л.н}$ уменьшается в 2 раза.

Доля подготовительно-заключительного времени, приходящаяся на каждую деталь, зависит от $T_{п.з}$ и n — числа деталей в партии. В зависимости от конкретных условий и то, и другое может изменяться в широких пределах. Например, при штамповке на прессах время, затрачиваемое на ознакомление с чертежами

и содержанием работы, получение заготовок и сдачу готовых деталей, отводится 6—8 мин. Время установки штампа, регулировки пресса и снятия штампа после работы определяется в зависимости от габаритных размеров, веса штампа и числа болтов, которыми он крепится на столе пресса; оно может составлять 6—12 мин. Если $T_{п.з}$ будет составлять 20 мин, а партия $n=200$ шт., то на одну деталь $t_{п.з}=0,1$ мин.

Наладка автомата для изготовления конкретной детали или поточной линии для сборки узла занимает несравненно большее время, чем установка штампа. Наиболее эффективным средством уменьшения $T_{п.з}$ является применение быстродействующих устройств для закрепления технологической оснастки на оборудовании, применение транспортных и подъемно-транспортных устройств.

Большую роль в повышении производительности труда имеет унификация и стандартизация элементов конструкции самолета. Стандартные детали и узлы, как правило, включают в конструкцию самолета в больших количествах, поэтому для них можно организовать механизированное производство при нормативной эффективности капитальных вложений на технологическое оснащение ввиду большого числа N_0 изделий, подлежащих изготовлению [уравнение (4.15)].

Широкая унификация и стандартизация элементов конструкции создает условия для организации специализированных предприятий и цехов по производству стандартных элементов и поставки их другим предприятиям в порядке кооперации. Самолестроительный завод обслуживают сотни заводов, поставляя оборудование бортовых систем, шасси, гидроагрегаты, рули и др. Однако по элементам планера специализация и кооперация развита еще недостаточно. Вместе с тем специализация открывает большие возможности для комплексной механизации производства, для внедрения высокопроизводительного специализированного оборудования, многостаночного обслуживания, полуавтоматов, прогрессивных методов организации производства на потоке, т. е. методов и средств крупносерийного или даже массового производства.

Если же изготовление однотипных изделий, например, кресел пассажирских самолетов, распылено по всем самолетостроительным заводам, то производство их носит мелкосерийный характер с большим объемом ручного труда.

Общий научно-технический прогресс способствует повышению производительности труда благодаря обновлению технологического оборудования и внедрению новых технологических процессов. В шестидесятых годах на заводах станки с числовым программным управлением исчислялись единицами; в настоящее время каждый завод имеет десятки и сотни таких станков. Программное управление широко применяется в контрольно-испыта-

тельных стендах для испытания бортовых систем; ЭВМ применяется для автоматизации инженерного труда.

При разработке планов механизации производственных процессов уделяется большое внимание механизации тяжелых ручных и вредных работ (ручной клепки, сварки, обработки свинцово-цинковых штампов и др.).

Для оценки уровня механизации и автоматизации производства на предприятии в целом или в отдельных его цехах и участках применяют сравнительные показатели [17]:

— показатель C_m степени охвата рабочих механизированным трудом:

$$C_m = \frac{P_m}{P_m + P_{m,p} + P_p} = \frac{P_m}{P},$$

где P_m , $P_{m,p}$, P_p — число рабочих, выполняющих работу, соответственно механизированным способом, при помощи ручного механизированного инструмента и вручную; P — общее число рабочих на рассматриваемом участке;

— показатель $Y_{m,t}$ уровня механизированного труда в общих трудовых затратах:

$$Y_{m,t} = \frac{T_m}{T_m + T_{m,p} + T_p},$$

где T_m , $T_{m,p}$, T_p — время в процессе соответственно механизированного труда, с использованием ручного механизированного инструмента и ручного труда;

— показатель $Y_{m,p}$ уровня механизации и автоматизации производственных процессов:

$$Y_{m,p} = \frac{\sum P_{m1} k_1 k_2 k_3}{\sum P_{m1} k_1 k_2 k_3 + \sum P_{m1} (1 - k_1) + P_{m,p} + P_p},$$

где P_{m1} — число рабочих, занятых механизированным трудом на данном рабочем месте ($\sum P_{m1} = P_m$); k_1 — коэффициент механизации, равный отношению времени механизированного труда к общим затратам времени на данном оборудовании или рабочем месте; k_2 — коэффициент обслуживания, равный количеству единиц оборудования, обслуживаемому одним рабочим; k_3 — коэффициент производительности оборудования, равный отношению трудоемкости изготовления детали на универсальном оборудовании с наименьшей производительностью (принимается за базовый показатель) к трудоемкости изготовления этой детали на действующем оборудовании.

Перечисленные три показателя дают возможность дать оценку состояния механизации и автоматизации производства, вскрыть резервы повышения производительности труда, а также сравнить уровни механизации родственных предприятий, занятых производством однотипных изделий.

4.3. ПУТИ СНИЖЕНИЯ СЕБЕСТОИМОСТИ ИЗДЕЛИЙ

Себестоимость изделия является собирательным показателем, который характеризует многие стороны конструкции самого изделия, а также предприятия, которое его изготавливает: технологичность, рациональное использование материалов, уровень механизации трудовых процессов и др. Обеспечение невысокой себестоимости изделия при его изготовлении является главным требованием к проектируемым технологическим процессам. Затраты на проектирование самолета, как и любой другой машины, составляют лишь небольшую долю (до 10—15%) затрат на его изготовление, поэтому уровень себестоимости формируется именно на производстве.

Рассмотрим возможные направления снижения себестоимости по отдельным ее составляющим. Мы ограничимся рассмотрением только технологической себестоимости изделия, в которую включают расходы на материал C_m , на заработную плату основных рабочих C_z , амортизационные расходы на технологическое оборудование O , приспособления Π , инструмент I и средства автоматизации A , а также расходы на эксплуатацию технологического оборудования $\mathcal{E}$, т. е. тех затрат, которые определяются принятым вариантом технологического процесса и существенно изменяются с переходом на другие варианты

$$C_{т.н} = C_m + C_z + O + \Pi + I + A + \mathcal{E}. \quad (4.16)$$

Технологическая себестоимость составляет около 80% полной себестоимости изделия.

Затраты на материал C_m определяются уравнением

$$C_m = m_z \Pi_m - m_o \Pi_o, \quad (4.17)$$

где m_z и m_o — масса заготовки и отхода;

Π_m и Π_o — цена материала и отхода.

Вид материала подбирается конструктором по его свойствам в соответствии с эксплуатационными требованиями, и при разработке технологических процессов, обычно, редко обсуждается вопрос о замене материала, тем более о замене дорогостоящего материала дешевым. Изделие изготавливают из того материала, при котором деталь, узел, агрегат будут проявлять данные, заложенные в проекте, — нужную прочность, жесткость, надежность, ресурс и др.

Приведем цены Π_m лишь на некоторые наиболее употребительные материалы, применяемые в самолетостроении [12]:

Дуралюмин Д16 (в листах различной толщины)	0,75—1,00 р/кг
Сплав В95	1,20—1,70 »
Сталь 30ХГСА	0,20—0,30 »
Сталь Х18Н9Т	0,90—1,10 »
Сталь 30ХГСНА	0,38—0,53 »
Магниеые сплавы	2,50—5,00 »

Оптовые цены на некоторые марки титановых сплавов составляют 10 р/кг и выше. Отходы на те же материалы в виде обрезков, кусков, стружки стоят в 10—15 раз дешевле исходных материалов.

Представим m_3 в виде суммы $m_{\text{и}} + m_0$ (где $m_{\text{и}}$ — масса изделия); тогда

$$C_{\text{м}} = m_{\text{и}} U_{\text{м}} + m_0 (U_{\text{м}} - U_0). \quad (4.18)$$

Последнее уравнение более наглядно представляет структуру затрат на материал. Первое слагаемое характеризует минимальные затраты в идеальном случае, когда материала взято ровно столько, сколько весит изделие. Второе слагаемое представляет дополнительные затраты на материал за счет потерь материала в виде отходов; это то слагаемое, которое при разработке технологического процесса, при определении исходной заготовки для детали необходимо приводить к минимальному значению и при возможности сводить к нулю.

Сокращение отходов, приближение размеров заготовок к размеру деталей и уменьшение за счет этого не только себестоимости изделий, но и расхода материала для самолетостроительной промышленности является одной из главных задач. Учитывая малый объем производства, большое число деталей изготовляют из грубых заготовок, поэтому первое и второе слагаемые уравнения (4.18) становятся соизмеримыми, т. е. стоимость материала, ушедшего в отход, приближается к стоимости материала, вошедшего в изделие. Применение же более точных заготовок является невыгодным ввиду того, что дорогостоящая оснастка, необходимая для этого, может не окупиться в нужные сроки.

Наиболее эффективно используется материал, поступающий на самолетостроительные заводы, в виде труб ($K_{\text{и.м}} = m_{\text{и}}/m_3 = 0,8—0,9$) и в виде прессованных профилей ($K_{\text{и.м}} = 0,7—0,8$). Листовые полуфабрикаты используются менее рационально: около 40% уходит в отходы. Самый низкий коэффициент использования материала оказывается при изготовлении из плит монолитных панелей, из поковок — монолитных элементов конструкции (окантовок люков, подмоторных рам, балок, нервюры и др.).

Для изготовления самолетов применение листовых полуфабрикатов занимает первое место. Рациональный их раскрой предусматривает сосредоточение всех раскройных работ в одном цехе завода, внедрение группового раскроя, использование отходов от раскроя крупных деталей для изготовления мелких деталей и др.

Расходы на материал не остаются постоянными на протяжении всего серийного изготовления самолета. По мере оснащения самолетостроительного производства и производства металлургических заводов, поставляющих полуфабрикаты, более совер-

шенной оснасткой доля затрат на материал как слагаемое технологической себестоимости уменьшается. Среди других составляющих $C_{т.м}$ расходы на материал занимают наибольший объем: 20—30% (без готовых изделий для бортовых систем). Наибольший удельный объем стоимость материала составляет у самолетов из дорогостоящих титановых сплавов.

Затраты на заработную плату C_3 основных рабочих определяются уравнением

$$C_3 = \sum_{i=1}^n T_{ш.к} i Z_i K_1 K_2 K_3, \quad (4.19)$$

где $T_{ш.к}$ — штучно-калькуляционное время;

Z — часовая тарифная ставка рабочего;

K_1 — коэффициент, учитывающий бригадный метод или многостаночное обслуживание рабочего места;

K_2 — коэффициент, учитывающий отчисления в фонд соцстраха и оплату отпусков;

K_3 — коэффициент, учитывающий разницу между фактическим и тарифным часовым заработком за счет перевыполнения норм.

Штучно-калькуляционное время $T_{ш.к}$ определяется уравнением (4.9) или (4.10); Z — часовая тарифная ставка рабочего зависит от сложности выполняемой работы, что учитывается разрядом, и вида цехов (нормальные или вредные условия труда). Для примера ниже приводим часовые тарифные ставки рабочих-сдельщиков при нормальных условиях труда.

Разряд	1	2	3	4	5	6
Тарифная ставка, коп	44,7	48,7	53,9	59,6	67,0	76,7

Коэффициент K_1 численно равен числу рабочих, участвующих в выполнении данной операции. При многостаночном обслуживании $K_1 < 1$, при бригадном $K_1 > 1$. Коэффициент $K_2 = 1,13—1,18$. Коэффициент, учитывающий перевыполнение норм $K_3 = 1,1—1,2$. Доля заработной платы в общей себестоимости изделия составляет 12—18%.

Из структуры затрат на заработную плату видно, что почти единственная возможность сократить эту статью расхода — снизить штучно-калькуляционное время.

Затраты на амортизацию технологического оснащения (O , $П$, $И$, A) рассмотрим совместно. Примем

$$O + П + И + A = C_o, \quad (4.20)$$

где C_o — доля себестоимости, приходящаяся на амортизацию всего технологического оснащения: оборудования, приспособле-

ний, инструмента и средств автоматизации. Эти затраты вместе с расходами на эксплуатацию оснащения $\mathcal{E}$ составляют 15—18% всей технологической себестоимости.

Разделим каждый вид технологического оснащения на две группы: на универсальное $C_{o,y}$ и специальное $C_{o,c}$, т. е.

$$C_o = C_{o,y} + C_{o,c}. \quad (4.21)$$

Такое разделение имеет тот смысл, что амортизационные расходы исчисляются по разному для универсального и для специального оснащения. Затраты на изготовление технологического оснащения, а вернее, его стоимость возвращается производству в виде амортизационных начислений, представляющих собой ту долю стоимости оснащения, которая приходится на одно изделие, изготовленное с его помощью.

Универсальное оснащение (сюда можно включить и специализированное оснащение) отличается тем, что с его помощью изготавливается не только данное изделие (деталь, узел, агрегат), но и другие изделия той же технологической группы. Например, на токарном станке можно изготавливать массу различных деталей, имеющих форму тел вращения и размеры, соответствующие технической характеристике станка. Поэтому общее число изделий, изготавливаемых универсальными средствами, велико и доля стоимости этих средств, приходящаяся на каждую деталь, становится малой. При расчете амортизационных отчислений число изделий вообще не учитывается; стоимость универсального оснащения переносится на каждое изделие долей, которая равна

$$C_{o,y} = \frac{\bar{C}_{o,y}}{\Phi n K_{\text{зар}}} T_{\text{ш.к}}, \quad (4.22)$$

где $\bar{C}_{o,y}$ — полная стоимость данной единицы технологического оснащения (оборудования или приспособления);

Φ — годовой фонд работы оснащения в часах, равный произведению числа рабочих дней в году, числа смен и числа часов рабочей смены;

n — число лет работы оснащения до полного износа; для оборудования время эксплуатации равно 10—15 лет, для приспособлений 2—3 г;

$K_{\text{зар}}$ — коэффициент загрузки оснащения, равный отношению фактического времени его работы к фонду времени его работы; среднее значение его устанавливается на основе статистических данных по простоям, возникающим по организационным или другим причинам. Выражение

$$\bar{C}_{o,y} / (\Phi n K_{\text{зар}})$$

в уравнении (4.22) представляет собой долю стоимости оснащения, приходящуюся на один час его работы; умножение ее на

штучно-калькуляционное время $T_{ш.к}$ выполнения данной операции и составляет амортизационные расходы на каждое изделие.

Следует отметить, что амортизационные расходы по универсальному оснащению невелики из-за большого значения знаменателя в уравнении (4.22). Так, годовой фонд работы металло-режущего или прессового оборудования при двухсменной работе составляет около 4000 ч; $n \approx 12$ лет, а $K_{заг}$ для мелкосерийного производства может составлять 0,7. В этом случае произведение $\Phi n K_{заг} = 33600$ ч. Стоимость $\bar{C}_{о.у.}$, например, универсального вертикально-фрезерного станка 6Н12П с поворотной головкой составляет 2000 р. Тогда амортизационные расходы на 1 ч работы станка будут равны около 6 коп./ч. В то же время часовые расходы на эксплуатацию этого станка (расход на плановый ремонт, на потребляемую электрэнергию, смазочные и обтирочные материалы, на охлаждающую жидкость) равны 15 коп./ч, т. е. в два с половиной раза больше, чем амортизационные расходы.

Затраты на амортизацию специального технологического оснащения $C_{о.с}$ определяются, как было сказано ранее, в зависимости от стоимости оснащения $\bar{C}_{о.с}$ и общего объема N_o производства изделия, для которого оно изготовлено, т. е.

$$C_{о.с} = \bar{C}_{о.с} / N_o. \quad (4.23)$$

Мы установили ранее наиболее эффективное направление снижения $C_{о.с}$: всемерное увеличение универсальных элементов при изготовлении специального технологического оснащения.

Если все специальное технологическое оснащение изготавливать из универсальных элементов, тогда второе слагаемое в уравнении (4.21) будет равно нулю и все амортизационные расходы должны подсчитываться по уравнению (4.22), где объем производства N_o не оказывает влияния на C_o . Но это идеальный случай, который реализуется редко. Как правило, специальными элементами оснащения остаются ложементы, базовые детали в технологических приспособлениях, пуансоны, матрицы, направляющие и прижимные устройства в штампах и др. В целом по промышленности доля универсальных элементов в специальном оснащении составляет примерно 50—60%. Следовательно, 40—50% элементов специального оснащения будут давать амортизационные расходы в зависимости от объема производства N_o в соответствии с уравнением (4.23). Доведение числа нормализованных элементов до 70—80% в специальном оснащении на основе комплексной нормализации и стандартизации всех звеньев производства существенно снизит расходы на оснащение серийного производства и себестоимость изделий.

Нормализация элементов конструкции самолетов создает предпосылки к увеличению числа изделий N_o , изготавливаемых на

каждом специальном виде оснащения, что также обеспечивает сокращение затрат на амортизацию [уравнение (4.23)].

Ниже приводим уравнения для определения затрат на амортизацию и эксплуатацию по видам оснащения [1].

Для технологического оборудования (универсального):

$$O_y = \frac{C_{o,y} a}{\Phi K_{\text{заг}}} \frac{T_{\text{ш.к}}}{K_n}, \quad (4.24)$$

где $C_{o,y}$ — стоимость оборудования с учетом его доставки и монтажа; $K_{\text{заг}}$ — коэффициент загрузки, принимаемый равным 0,6—0,7; a — норма годовых амортизационных отчислений, равная 0,10—0,20; K_n — коэффициент выполнения норм, принимаемый равным 1,1.

Стоимость эксплуатационных расходов по оборудованию складывается из доли стоимости его ремонтов, стоимости потребляемой электроэнергии, смазки, охлаждающей жидкости и др.

Удельная стоимость p ремонтов, приходящаяся на операцию, определяется так:

$$p = \frac{P}{t} \frac{T_{\text{ш.к}}}{K_n},$$

где P — стоимость ремонта; t — фондовое время между двумя ремонтами.

Другие расходы на эксплуатацию нормируются на основе паспортных данных оборудования и данных о фактических затратах.

Для технологических приспособлений и средств механизации и автоматизации (универсальных)

$$P_y = \frac{(C_{п,y} + P_n) a}{\Phi K_{\text{заг}}} \frac{T_{\text{ш.к}}}{K_n}; \quad A_y = \frac{(C_{a,y} + P_a) a}{\Phi K_{\text{заг}}} \frac{T_{\text{ш.к}}}{K_n}, \quad (4.25)$$

где $C_{п,y}$ и $C_{a,y}$ — стоимость приспособления и средств механизации и автоматизации; P_n и P_a — стоимости ремонтов, принимаемые равными 0,2—0,5 стоимости самих приспособлений и средств механизации; $a = 0,2—0,4$.

Для универсального инструмента:

$$H_y = \frac{C_{и,y} + C_n n_p}{T_{\text{ст}} (n_p + 1)} t_0, \quad (4.26)$$

где $C_{и,y}$ — стоимость инструмента; C_n — стоимость ремонта (переточек) инструмента; n_p — количество ремонтов (переточек) до полного износа; $T_{\text{ст}}$ — стойкость инструмента между двумя переточками в часах.

В уравнениях (4.24), (4.25), (4.26) штучно-калькуляционное время $T_{\text{ш.к}}$ и основное время t_0 принимается для конкретной опе-

рации изготовления изделия. Если изделие принимает законченный вид в результате реализации нескольких операций, то для определения составляющих себестоимости на технологическое оснащение для всего изделия надо суммировать затраты O , P , I и A по всем операциям.

Затраты на специальное технологическое оснащение для всех его видов может быть определено по одному уравнению (4.23), где в стоимость $\bar{C}_{oc}$ оснащения можно включить и стоимость его ремонта за весь срок эксплуатации.

Широкий круг работ, проводимых Комитетом стандартов и отраслевыми министерствами по стандартизации, нормализации и унификации деталей и узлов машин, создает условия для специализации производства, создания в каждой отрасли специализированных цехов и заводов по производству нормалей и нормализованных элементов конструкции с использованием методов крупносерийного и массового производства. Сосредоточение изготовления нормализованных деталей на одном предприятии настолько увеличивает объем производства N_0 [уравнение (4.23)], что даже очень дорогостоящее специальное технологическое оснащение $\bar{C}_{oc}$ в виде автоматов, полуавтоматов, поточных линий экономически оправдывается в короткие сроки.

В современных условиях нет более эффективного направления существенного снижения себестоимости изделий, чем специализация производства и обеспечение заводов, изготавливающих машины, деталями и узлами в порядке кооперации. Специализированное производство с высоким уровнем механизации и автоматизации таких изделий, как болты, гайки, шайбы, сверла, резцы, фрезы и др. имеют себестоимость в несколько раз, а в некоторых случаях на порядок ниже стоимости производства тех же изделий на машиностроительных заводах [13].

Машиностроительное предприятие при серийном виде производства должно приближаться к сборочному предприятию, которому большинство входящих в машину элементов поставляют специализированные предприятия. Самолетостроительные заводы имеют большую номенклатуру общих элементов, узлов и деталей, производство которых наиболее выгодно было бы в специализированных цехах и заводах отраслевого назначения. Весь инструмент, штампы, приспособления, узлы сборочной оснастки, крепежные детали, сиденья, тяги управления, плоские клепаные узлы, литые, штампованные детали и многие другие элементы конструкции, входящие не в один, а в два-три самолета, одновременно изготавливаемые на разных заводах, более целесообразно производить методами специализированного производства.

Сравнительный анализ себестоимостей однотипных изделий, изготавливаемых на разных предприятиях, свидетельствует о том, что объединение всей номенклатуры элементов конструкции сложной машины на одном предприятии, под одной крышей, не

является лучшей организационной формой производства и не способствует повышению производительности труда и снижению себестоимости продукции.

4.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ КАПИТАЛЬНЫХ ВЛОЖЕНИЙ

Для того чтобы выбрать экономически целесообразный технологический процесс, или, как говорят, оптимальный вариант технологического процесса, необходимо знать не только технологические себестоимости изделия при изготовлении его двумя сравниваемыми технологическими процессами, но и капитальные затраты, вложенные в технологическое оснащение для реализации этих технологических процессов. Окупаемость капитальных вложений на дорогостоящее оборудование и оснастку в директивные сроки способствует непрерывному обновлению оборудования предприятия за счет быстрого возвращения средств прежних вложений. Окупаемость капитальных вложений только в течение длительного периода его эксплуатации (10—12 лет) приводит к замораживанию средств основных фондов.

После разработки сравниваемых технологических процессов и определения номенклатуры специального и универсального технологического оснащения для каждого из них определяют капитальные затраты K_1 и K_2 для первого и второго вариантов.

Капитальные вложения в специальное оборудование ($K_{о.с.}$), приспособления ($K_{п.с.}$), инструмент ($K_{и.с.}$) и средства автоматизации ($K_{а.с.}$) определяются так:

$$K_{о.с.} = C_{о.с.}; \quad K_{п.с.} = m_{п.с.} C_{п.с.}; \quad K_{и.с.} = m_{и.с.} C_{и.с.}; \quad K_{а.с.} = C_{а.с.}, \quad (4.27)$$

где C — стоимость специального оборудования, приспособлений, инструмента и средств механизации;

$m_{п.с.}$ — количество приспособлений и инструмента, необходимое для всего объема N_0 изготавливаемых изделий.

Кроме затрат на специальное технологическое оснащение определяются затраты на универсальное технологическое оснащение для всего объема производства N_0 данных изделий. В предыдущем разделе мы определяли амортизационные расходы по универсальному технологическому оснащению применительно к одной операции, т. е. определяли стоимость одного часа работы универсального оборудования и умножали эту стоимость на штучно-калькуляционное время выполнения данной операции. Для определения капитальных затрат надо амортизационные расходы на операцию умножить на объем производства данных изделий N_0 и этим определить суммарные вложения в универсальное оснащение для изготовления всех изделий.

Капитальные вложения на универсальное оборудование:

$$K_{o,y} = \frac{C_{o,y}}{\Phi \cdot n' K_{\text{заг}}} T_{\text{ш.к}} N_o, \quad (4.28)$$

где $C_{o,y}$ — стоимость оборудования; Φ — годового фонда времени работы оборудования; n' — срок службы оборудования в годах; $K_{\text{заг}}$ — коэффициент загрузки оборудования. Множитель в виде дроби представляет собой стоимость одного часа работы оборудования; множитель $T_{\text{ш.к}} N_o$ — объем загрузки в часах на весь объем производимых изделий.

Капитальные вложения на универсальные приспособления и средства механизации и автоматизации:

$$K_{п,y} = \frac{C_{п,y}}{\Phi n' K_{\text{заг}}} T_{\text{ш.к}} N_o; \quad K_{a,y} = \frac{C_{a,y}}{\Phi n' K_{\text{заг}}} T_{\text{ш.к}} N_o. \quad (4.29)$$

Капитальные вложения на универсальный инструмент:

$$K_{и,y} = \frac{C_{и,y}}{T_{\text{ст}}} m_{и} t_o N_o, \quad (4.30)$$

где $C_{п,y}$, $C_{a,y}$, $C_{и,y}$ — стоимости приспособления, инструмента, средств механизации и автоматизации; $T_{\text{ст}}$ — стойкость инструмента; $m_{и}$ — количество инструмента; t_o — основное (машинное) время.

На основании приведенных данных определяются суммарные капитальные затраты K_1 , K_2 , K_3 для реализации соответственно первого, второго и третьего вариантов технологического процесса по уравнению

$$K = K_{o,y} + K_{o,c} + K_{и,y} + K_{п,c} + K_{a,y} + K_{a,c} + K_{и,c}. \quad (4.31)$$

Эффективность капитальных вложений и сроки окупаемости определяются по уравнениям (4.2) и (4.3).

Знание себестоимости изделий при планировании изготовления их двумя-тремя вариантами технологических процессов и знание капитальных затрат на их реализацию дает возможность технологу квалифицированно аргументировать и обосновать выбор варианта производства. Приведенные уравнения для расчета $C_{т.и}$ и K носят приближенный характер, потому что они не учитывают всех затрат времени и средств, которые имеют место при фактических процессах изготовления изделий. Например, в некоторых случаях для внедрения новых процессов требуется серьезная модернизация существующих или строительство новых помещений (размерное химическое травление, взрывная штамповка и др.); для некоторых процессов (склеивания, монтажа приборов и др.) требуется высокая степень чистоты воздуха помещения, что также требует больших дополнительных затрат.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Прежде чем на серийном заводе появится новый самолет, его надо спроектировать, изготовить и испытать опытные его образцы, разработать технологические процессы, спроектировать и изготовить технологическое оснащение. Весь этот объем работ, предшествующий серийному изготовлению самолетов, называется *технической подготовкой производства*, которая разделяется на *конструкторскую* и *технологическую подготовку* (рис. 114).

В задачу конструкторской подготовки производства входит создание в проекте и в опытных образцах самолета данного

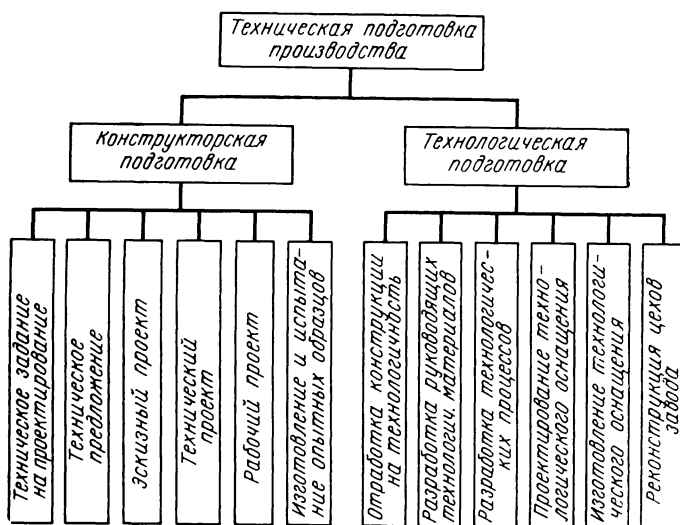


Рис. 114. Структура технической подготовки серийного производства самолета

класса, соответствующего современному уровню развития авиационной науки и техники и уровню лучших мировых образцов. В задачу технологической подготовки производства входит обеспечение качественного серийного изготовления самолетов при наименьших затратах труда и средств в заданные сроки и в требуемых количествах. Как конструкторская, так и технологическая подготовка могут быть успешно проведены только на базе достижений научно-технического прогресса, на основе широких теоретических и экспериментальных исследований, необходимых для оценки и проверки ответственных решений, принимаемых при создании конструкции самолета и при определении методов и средств его производства.

Создание нового самолета сопровождается отработкой его форм в аэродинамических лабораториях, отработкой и проверкой в лабораториях работоспособности новых приборов, систем, аппаратуры, отработкой кинематики механических систем и др. Работы по созданию нового самолета ведутся не только в конструкторских отделах; опытное конструкторское бюро располагает лабораторной базой, обслуживающей проектантов и помогающей изысканию более удачных конструкций. Конструкторские бюро обслуживают ряд отраслевых научно-исследовательских институтов, специализированных в области аэродинамики, строительной механики, прочности, статических испытаний элементов планера, летных испытаний, авиационных двигателей, авиационных приборов и систем, авиационных материалов и др. Работы по технологической подготовке производства обслуживают лабораторные технологические комплексы опытных и серийных заводов, отраслевые технологические институты, специализирующиеся в области изыскания новых методов и проектирования новых средств производства.

Первое обозрение содержания технической подготовки производства самолета выявляет огромный объем работ, их многообразие и сложность. Самолет концентрирует в себе достижение многих областей знаний. После принятия решения о проектировании самолета в конструкторских бригадах в результате творческих исканий, обсуждений, согласований, проверок вырисовываются десятки тысяч элементов конструкции планера и бортовых систем, узлов, агрегатов; самолет расчерчивают в натурном масштабе на плазах, строят макет. Цикл всей этой огромной работы должен быть минимальным, иначе самолет, еще не поднявшись в воздух, может морально устареть и от него может отказаться заказчик. Далее необходимо в нескольких вариантах продумать, сравнить, определить наивыгоднейший вариант изготовления самолета, спроектировать и изготовить оснастку, указать недостающее оборудование.

Основным требованием к технической подготовке производства являются *минимальные сроки и минимальные затраты труда и средств* на ее осуществление.

Содержание технологической подготовки заключается в выполнении следующих работ.

1. Отработка конструкции на технологичность при проектировании самолета, изготовлении его опытных образцов и при изготовлении первых серий. В результате выполнения этих работ обеспечивается требуемый уровень технологичности конструкции.

2. Разработка директивных технологических материалов, которые выполняются после того, как определились основные конструктивные данные самолета. Они содержат характеристику технологических процессов по видам работ, сведения об уникальных деталях, изготовление которых не обеспечивает существующее технологическое оборудование.

3. Проектирование и изготовление контрольно-эталонной оснастки (шаблонов, макетов, объемных эталонов поверхностей агрегатов, контрэталонов, монтажных эталонов и др.).

4. Проектирование технологических процессов; техническое нормирование технологических процессов, определение трудоемкостей по видам работ, по агрегатам, по самолету в целом.

5. Проектирование и изготовление технологического оснащения и средств контроля.

6. Определение на основе трудоемкостей потребности основных рабочих, оборудования, технологических приспособлений, инструмента, средств механизации, производственных помещений, материалов, полуфабрикатов и др.

7. Распределение всего объема работ по изготовлению самолетов по цехам основного производства.

8. Разработка документации для реконструкции цехов завода под новый самолет.

Цикл технической подготовки трудно разделить на конструкторскую и технологическую подготовку. Можно говорить об этапах технической подготовки, где превалирует конструкторская подготовка (начальные этапы), и об этапах, где большую долю занимает технологическая подготовка (конечные этапы). Это объясняется тем, что технологическая подготовка начинается лишь с небольшим запозданием от начала конструкторской подготовки. Более того, нельзя считать, что техническая подготовка заканчивается с началом серийного производства самолета; изготовление первых их серий сопровождается изготовлением технологического оснащения последующих очередей (не первой), получением нового технологического оборудования, разработкой и внедрением новых технологических процессов. В этот же период происходит некоторая доработка и изменение конструкции самолета. Поэтому правильнее будет рассмотреть весь период жизни самолета с начала зарождения, когда его называют новым, до снятия не только с производства, но и с эксплуатации как устаревшего.

На рис. 115 схематично и приближенно показаны основные этапы «жизни» самолета и общий календарный срок, в течение которого эти этапы совершаются. Перед заказчиком, выдавшим техническое задание, перед ОКБ и серийным заводом стоит главная задача — определить продолжительность периодов:

I — когда идет только техническая подготовка;

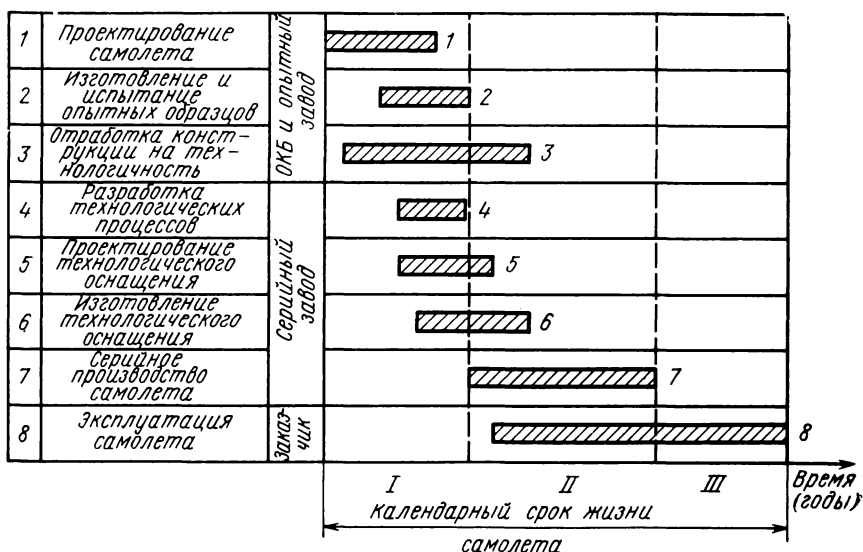


Рис. 115. Календарные сроки выполнения работ по технической подготовке производства, серийного производства и эксплуатации самолета

II — когда идет серийное производство.

Длительность периода III — от окончания серийного производства до снятия с эксплуатации — определяется ресурсом самолета и сохранением его потребительской ценности.

Продолжительность каждого периода не может быть определена без примерного знания общего календарного срока T «жизни» самолета. Так как и ОКБ, и технологические службы, и цехи подготовки производства серийного завода располагают ограниченными возможностями и не могут очень быстро спроектировать и начать серийное производство нового самолета, то необходимо определить реальные сроки начала серийного производства с момента принятия технического предложения.

Для самолетов разных классов могут быть и разные календарные сроки T . Наименьшие сроки имеют военные самолеты (5—7 лет), большие — транспортные и пассажирские самолеты (до 10 лет и более). Это не значит, что по истечении этих сроков самолет не может выполнять своих функций; может, но это ста-

новится невыгодным из-за того, что на основе общего научно-технического прогресса другое или то же ОКБ создало новый более совершенный, более экономичный самолет того же класса, который выполняет те же функции быстрее и дешевле.

Зная общий календарный срок T , определяют длительность периода I. Здесь единственное требование—минимальная длительность, так как чем дальше отодвигается начало серийного производства, тем меньший срок остается на серийное производство и на эксплуатацию. Если самолет еще не изготовлен серийно и не передан заказчику, а «живет» только в чертежах, то это не значит, что он морально не устаревает. История авиации знает немало примеров, когда даже удачные для своего времени конструкции самолетов, не преодолев всех сложностей технической подготовки производства и задержавшись на этом этапе 3—5 и более лет, устаревали и снимались с производства так и не дойдя до заказчика, уступив место более современным конструкциям.

В связи с этим этапы конструкторской и технологической подготовки проводятся не последовательно, а ускоренным образом последовательно-параллельно. На стадиях эскизного проектирования, технического и рабочего проекта происходит расчерчивание плазов, изготовление шаблонов, оформляются заказы на готовые изделия, на элементы бортовых систем, на двигатели, на шасси, на опытном заводе изготавливают детали для постройки первых опытных образцов для испытаний и предъявления Государственной комиссии.

Параллельно технологические службы совместно с конструкторами ведут отработку конструкции на технологичность; бригады технологов и конструкторов-технологов серийного завода изучают в ОКБ конструкцию нового самолета по чертежам, плазам и опытному образцу, изучают технологическое оснащение, изготовленное для постройки опытных образцов, и на основе этого на серийном заводе, не ожидая официальной передачи всей рабочей документации, разрабатывают технологические процессы и технологическую оснастку для серийного изготовления самолетов.

Первая очередь технологического оснащения поступает в цехи основного производства до начала пуска самолета в серийное производство. Оснащение второй и последующих очередей изготавливают уже параллельно с изготовлением первых серийных машин. Для избежания перегрузки завода и «штурмовщины» планы увеличивают из месяца в месяц постепенно, с учетом пополнения цехов технологическим оснащением.

На рис. 116 показаны разные виды наращивания серийного изготовления самолетов; наиболее приемлемым является вариант I, так как при менее интенсивном увеличении плана выпуска в начальный момент запуска нового самолета производство имеет возможность более качественно освоить новое технологическое

оборудование, новые процессы, лучше изучить особенности конструкции и выпускать самолеты высокого качества. Вместе с ростом выпуска самолета из месяца в месяц снижается его себестоимость и увеличивается производительность труда на заводе.

Заказчик обычно определяет объем N_0 производства данного самолета, т. е. число всех самолетов, подлежащих изготовлению. На крупные гражданские машины, транспортные и пассажирские, заказ может быть всего лишь на 30—50 самолетов; на средние заказ может составлять несколько сот самолетов (200—300). Получив эти цифры от заказчика, надо определить длительность этапа II — длительность серийного производства. С учетом возможностей серийного завода надо наметить более концентрированное или более растянутое по времени серийное производство, занять данным самолетом один или два серийных завода.

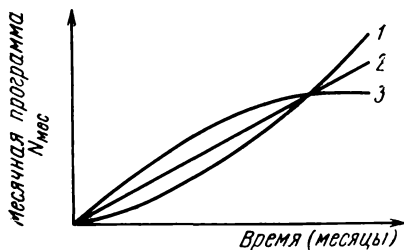


Рис. 116. Увеличение месячных программ выпуска самолетов по мере освоения серийного производства

Решение этого вопроса во многом зависит от заказчика, от той ситуации, которая сложилась к этому времени в гражданском воздушном флоте, в военной авиации; многое зависит от того, как показал себя самолет во время эксплуатации. Однако в связи с быстрым развитием авиационной техники и быстрым ее старением наблюдается общая тенденция — это сокращение общего периода серийного производства, как и периода технической подготовки, передача заказчику всего объема N_0 производства самолетов концентрированно, что обеспечивает более частую смену конструкции самолетов, их модернизацию с учетом достижений отечественной и зарубежной авиации.

Решение вопросов, связанных с определением объемов и сроков производства отдельных видов самолетов, особенно тяжелых, является ответственным моментом; оно появляется не только на основе качественных заключений (что лучше, что хуже), а также на основе расчетов экономической эффективности вложения средств в производство; эти решения часто имеют народнохозяйственное значение.

Серийное производство длится 2—3 года, при параллельной модернизации конструкции — до 5 лет и более в зависимости от класса и назначения самолета. Производство идет сериями, имеющими свою нумерацию; в серию входит 2—3 крупных самолета, 4—6 самолетов среднего класса. Самолеты одной серии

отличаются постоянством конструкции, неизменностью чертежей, по которым они сделаны. Все изменения конструкции вводят только с определенной серии.

Следует отметить, что доработка, модернизация конструкции самолета во время серийного его изготовления отрицательно сказывается на выполнении планов, нарушает стабильность технологических процессов, усложняет взаимоотношения между серийным заводом и ОКБ. Поток листов изменения чертежей и изменения конструкции деталей и узлов приводит к тому, что за весь период серийного производства 30—40% элементов конструкции подвергается изменению. Если все эти изменения не привели к существенному улучшению летно-тактических качеств самолета, такое положение дает основание говорить о недостаточной отработанности конструкции самолета перед передачей рабочей документации серийному заводу.

Обычно ОКБ изготавливает три опытных образца самолета: первый (без бортовых систем) для статических испытаний агрегатов и узлов планера, второй — для летных испытаний и предъявления заказчику, третий является образцовым для серийного завода. Такой порядок дает возможность отработать конструкцию более детально до передачи на серийное изготовление. Доработка же во время серийного производства приводит к удорожанию самолета из-за переделки и изготовления нового технологического оснащения и задерживает выпуск всего планового объема производства машин.

6.2. ПУТИ СНИЖЕНИЯ СРОКОВ И СТОИМОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА

Большая значимость этой проблемы проистекает из того объема работ, который совершается во время выполнения этапов технологической подготовки. Этот объем различен для разных классов самолетов и условий производства. Для самолета средней весовой категории клепаной конструкции характерны следующие данные. Количество деталей из листовых полуфабрикатов до 15 тыс., из профилей до 20 тыс., из труб до 1,0 тыс. Для его серийного производства необходимо изготовить [19]: шаблонов 40—50 тыс., обтяжных пуансонов — 350—400 шт., оправок и формблоков 3,5—4,0 тыс., свинцово-цинковых штампов 2,0—2,5 тыс., инструментальных штампов 2,5—3,0 тыс., станочных приспособлений 4,0—4,5 тыс., приспособлений для узловой сборки 200—250, приспособлений (стапелей) для сборки агрегатов 10—15 шт. Средняя стоимость оснастки: штампы 60 р, станочные приспособления 80 р, пуансоны обтяжные 200 р, приспособления для сборки узлов 2,0 тыс. р, для сборки агрегатов 20,0 тыс. р.

Общие затраты на изготовление технологической оснастки составляют свыше 3 млн. р, а трудоемкость более 2 млн. нормо-

часов. Для крупных самолетов эти цифры удваиваются и утраиваются.

Появлению в металле технологической оснастки предшествует большой объем инженерного труда: проектирование технологических процессов и технологической оснастки.

В общей сложности затраты на технологическое оснащение составляют 80% всех затрат на технологическую подготовку производства.

Основные направления ускорения и удешевления технологической подготовки сводятся к следующему.

1. Ведение работ параллельно с конструкторской подготовкой.

2. Комплексная нормализация и стандартизация всех звеньев производства.

3. Внедрение единой системы технологической подготовки производства (ЕСТПП).

Первое направление было освещено в предыдущем разделе; важность и эффективность его трудно переоценить. Если бы все этапы работы конструкторской и технологической подготовки производства выполнять последовательно, то техническая подготовка занимала бы большую часть календарного срока *T*.

Второе направление является также эффективным. Здесь предусматривается:

- всемерная унификация и стандартизация элементов конструкции самолета;

- типизация и стандартизация технологических процессов для типовых и стандартных представителей (деталей и узлов);

- нормализация и стандартизация элементов технологической оснастки и инструмента;

- компоновка специального и специализированного оборудования из нормализованных агрегатов.

Унификация и стандартизация элементов конструкции самолета является первым условием успешного применения этого направления, потому что типовые технологические процессы могут быть разработаны только для типовых групп деталей.

Доведение уровня нормализации и стандартизации во всех звеньях технологической подготовки до 70—80% и организация на этой основе специализированных цехов и предприятий по изготовлению технологического оснащения сделает более эффективным и единичное, и мелкосерийное производство самолетов.

Единая система технологической подготовки производства (ЕСТПП) является основой рациональной организации, управления и осуществления технологической подготовки производства (ТПП). Эта система регламентирована Государственными стандартами, устанавливающими единый подход к решению многообразных задач технологической подготовки и направле-

ными на обеспечение широкого применения на предприятиях прогрессивных типовых технологических процессов, стандартной технологической оснастки и оборудования, средств механизации и автоматизации производственных процессов, инженерно-технических и управленческих работ. В ЕСТПП обобщен многолетний опыт машиностроения и современные достижения науки и техники; в этой системе сконцентрирована огромная подготовительная работа для выполнения ТПП.

Группы стандартов ЕСТПП охватывают основные этапы технологической подготовки производства; состав групп стандартов:

- общие положения и правила организации и управления процессом ТПП;

- правила обеспечения технологичности конструкции изделий;

- правила разработки и применения технологических процессов и средств технологического оснащения;

- правила применения технических средств механизации и автоматизации инженерно-технических работ.

Кроме стандартов Государственный комитет стандартов издает методические материалы по выполнению отдельных этапов ТПП; они убыстряют выполнение работ, способствуют принятию объективно правильных решений, в них дается научное обоснование стандартов, методика расчетов отдельных параметров.

Система ЕСТПП предусматривает широкое использование ЭЦВМ в управлении работами по ТПП, в расчетах технико-экономических показателей, а также в проектировании технологических процессов и технологического оснащения.

Машинным методам проектирования технологических процессов посвящена специальная литература, в которой излагаются различные подходы к решению этой проблемы и дается оценка эффективности решений [20, 27, 18].

5.3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Как уже было сказано, для квалифицированного решения того или другого вопроса, связанного с проектированием или производством изделия, необходимо знать один или несколько вариантов технологических процессов его изготовления. Точность, взаимозаменяемость, надежность, состав оборудования и других средств производства, трудоемкость, себестоимость, производительность труда — все это определяется вариантом технологического процесса. Отработка конструкции на технологичность базируется на сравнении двух или нескольких вариантов технологических процессов. Поэтому проектирование технологических процессов является самым массовым видом работ

инженеров-технологов на предприятии. При постановке производства нового самолета разрабатывают несколько сот тысяч технологических карт.

Исходными данными для разработки технологических процессов являются:

- чертежи изделий;
- директивные технологические материалы;
- технические условия на изготовление изделия;
- объем производства N_0 , годовая программа выпуска;
- общие сведения о техническом уровне предприятия, где будет изготавливаться самолет.

Технологический процесс определяет:

- 1) перечень и последовательность выполнения операций, при использовании которых изготавливается или собирается изделие;
- 2) перечень оборудования, приспособлений, инструмента, средств контроля, применяемых при выполнении перечисленных технологических операций;
- 3) норму штучного времени, разряд рабочего и расценку выполнения каждой операции.

Естественно предположить, что технологических процессов изготовления изделия может быть много; каждый вариант будет отличаться от других исходной заготовкой или методом сборки, перечнем технологического оснащения, конкретным содержанием операций. Для конкретных условий производства, под которыми понимается объем производства и годовая программа, реализация одного варианта будет обеспечивать определенный уровень качества и себестоимости изделия, производительности труда, отличного от уровней, которые будут обеспечивать другие варианты технологических процессов. Перед проектантом ставится задача — выбрать такой технологический процесс, который выполнит основное требование к производству — обеспечит требуемое качество изделия при наименьших затратах труда и средств на его изготовление.

В предыдущей главе мы ознакомились с методикой определения технологической себестоимости изделия $C_{т.и}$ и капитальных затрат K на технологическое оснащение для данного варианта технологического процесса. Теперь нам надо установить методику выбора из многих процессов оптимального, экономически целесообразного процесса.

Задача заключается в следующем: даны технологические себестоимости $C_{т.и1}$, $C_{т.и2}$, $C_{т.и3}$ изделия и капитальные затраты K_1 , K_2 , K_3 на технологическое оснащение по этим трем или более вариантам технологических процессов. Необходимо из этих вариантов выбрать один с учетом конкретных условий производства, т. е. с учетом объема N_0 производства и годовой программы $N_{год}$.

Из уравнений, определяющих себестоимость изделия, следует, что если выбирать технологический процесс по минимальной

технологической себестоимости, то наибольшее влияние на $C_{т.и}$ имеет объем N_0 производства. Чем больше N_0 , тем меньше становится влияние стоимости специального технологического оснащения. При известных $C_{т.и1}$, $C_{т.и2}$, $C_{т.и3}$ технологический процесс с минимальной себестоимостью может быть выбран по графику зависимости суммарной себестоимости $C_{т.и}N_0$ всего объема продукции от N_0 (рис. 117).

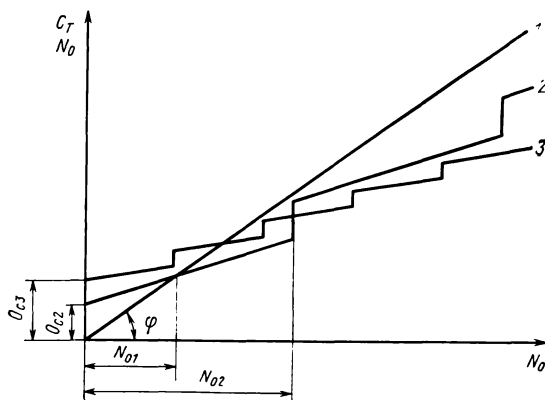


Рис. 117. Графики зависимости суммарных технологических себестоимостей изделий ($C_{т.и}N_0$) от объема N_0 производства:

1—технологический процесс без специального оснащения;
2—то же, но с малыми начальными затратами на специальное оснащение $O_{с2}$; 3—то же, но с большими начальными затратами на технологическое оснащение $O_{с3}$

Как видно из графиков, эта зависимость носит сложный характер, суммарная себестоимость всех изготовленных изделий изменяется скачками при тех значениях N_0 , когда происходит смена, вследствие полного износа специального приспособления или специального инструмента. Начальные затраты на специальное оснащение в каждом варианте технологического процесса характеризуются величиной ординаты при $N_0=0$. Вариант 1 процесса характерен тем, что при его осуществлении не применяется специальное оснащение, применяются только универсальные средства; суммарная себестоимость зависит линейно от затрат на материал C_m , на заработную плату C_z , на амортизацию и эксплуатацию универсального оборудования O_y , универсальных приспособлений P_y и инструмента I_y . Тангенс угла φ наклона прямой равняется

$$\operatorname{tg} \varphi = C_{т.и1} N_0 / N_0 = C_{т.и1} = C_{м1} + C_{з1} + O_y + P_y + I_y.$$

По графикам рис. 117 легко определяется наиболее экономически целесообразный технологический процесс; видно, что до

N_{01} выгоден вариант 1-й. Когда объем производства находится в пределах $N_{01} < N_0 < N_{02}$, то наиболее выгодным является вариант 2-й, а при $N_0 > N_{02}$ выгодным становится вариант 3-й, в который были вложены средства на специальное оснащение.

Изложенная методика не учитывает интенсивности выполнения по срокам объема производства. Один и тот же объем N_0 можно выполнить за 1 год, но можно и за 5 лет. Мы установили, что для самолетостроения характерен более интенсивный выпуск, чем для других отраслей машиностроения. Годовая программа выпуска определяется так:

$$N_{\text{год}} = N_0 / n,$$

где n — число лет, в течение которых планируется выпуск данного самолета.

Если $N_{\text{год}}$ велико, то выбранный вариант уточняется в отношении достаточности производственных площадей, оборудования и других показателей мощности конкретного предприятия. Изложенная методика не учитывает также эффективности капитальных вложений на технологическое оснащение. Для проверки этого используются уравнения (4.2) и (4.3). Для самолетостроения срок окупаемости в годах сравнивается с планируемым сроком (в годах) выпуска данных самолетов. Если это не определено, то рекомендуется применять:

коэффициент эффективности капитальных вложений

$$K_{\text{эф}} = \frac{(C_{\text{т.и1}} - C_{\text{т.и2}}) N_{\text{год}}}{K_2 - K_1} \geq 0,20;$$

срок окупаемости

$$n = \frac{K_2 - K_1}{(C_{\text{т.и1}} - C_{\text{т.и2}}) N_{\text{год}}} \leq 5.$$

Если дополнительные капиталовложения окупаются за более длительный срок и в то же время нет оснований к заключению, что самолет будет находиться в производстве более 5 лет, то следует считать дополнительные капитальные затраты неоправданными.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абибов А. Л.** и др. Технология самолетостроения. М., «Машиностроение», 1970, 598 с.
2. **Амиров Ю. Д., Яновский Г. А., Генкин С. И.** и др. Методика отработки конструкций на технологичность и оценки уровня технологичности изделий машиностроения и приборостроения. М., Изд-во стандартов, 1973, 52 с.
3. **Андреев В. А., Звoryкин В. А., Леньков С. С.** и др. Расчет и построение контуров самолета на плазе. М., Оборонгиз, 1960, 490 с.
4. **Балакшин Б. С.** Основы технологии машиностроения. М., «Машиностроение», 1969, 550 с.
5. **Вигдорчик С. А.** Технологические основы проектирования и конструирования самолетов. М., Изд. МАИ, 1974, 139 с.
6. **Гаврилов А. Н.** Точность в машиностроении и приборостроении. М., «Машиностроение», 1973, 561 с.
7. **Горбунов М. Н.** Заготовительно-штамповочные работы в производстве летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1970, 346 с.
8. **Григорьев В. П.** Взаимозаменяемость агрегатов в самолетостроении. М., «Машиностроение», 1969, 258 с.
9. **Дубовиков Б. А.** Основы научной организации управления качеством. М., «Экономика», 1966, 310 с.
10. **Егер С. М.** Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М., «Машиностроение», 1964, 452 с.
11. **Зернов И. А., Коноров Л. М.** Теоретические основы технологии и процессы изготовления деталей самолетов. М., Оборонгиз, 1960, 627 с.
12. **Кононенко В. Г. и др.** Технология производства летательных аппаратов, Киев, «Высшая школа», 1974, 222 с.
13. **Коротков В. И.** Нормализационное направление в создании и освоении новых машин. М., Изд-во стандартов, 1965, 123 с.
14. **Котик М. Г. и др.** Летные испытания самолетов. М., «Машиностроение», 1968, 321 с.
15. **Леньков С. С., Орлов С. Т.** Шаблоны и объемная оснастка в самолетостроении. М., Оборонгиз, 1963, 394 с.
16. **Методика** оценки уровня качества промышленной продукции. М., Изд-во стандартов, 1971, 56 с.
17. **Методика** укрупненного определения уровня механизации и автоматизации производственных процессов в машиностроении. М., Изд. Государственного комитета по автоматизации и машиностроению, 1962, 194 с.
18. **Митрофанов С. П. и др.** Автоматизация технологической подготовки серийного производства. М., «Машиностроение», 1974, 358 с.
19. **Нарышкин А. А.** Технологическая подготовка производства летательных аппаратов. М., Изд. МАТИ, 1973, 120 с.
20. **Павлов В. В.** Основы автоматизации проектирования технологических процессов сборки летательных аппаратов. М., Изд. МАТИ, 1975, 98 с.

21. **Проников А. С.** Основы надежности и долговечности машин. М., Изд. Комитета стандартов, 1969, 153 с.

22. **Сапожников В. М.** и др. Технологические методы и средства контроля качества в самолетостроении. М., «Машиностроение», 1973, 441 с.

23. **Сейфи Т. Ф., Бакаев В. И.** Система КАНАРСПИ, слагаемые высокого качества. Горький, Волго-Вятское книжное издательство, 1966, 157 с.

24. **Соломонов П. А.** Надежность планера самолета. М., «Машиностроение», 1974, 317 с.

25. **Фираго В. П.** Основы проектирования технологических процессов и приспособлений. М., «Машиностроение», 1973, 460 с.

26. **Холпин Дж.** Бездефектность. М., «Мир», 1968, 322 с.

27. **Цветков В. Д.** Система автоматизации проектирования технологических процессов. М., «Машиностроение», 1972, 237 с.

28. **Шекунов Е. П.** Основы технологического членения конструкций самолетов. М., «Машиностроение», 1968, 165 с.



ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава 1. Введение в технологию производства самолетов	5
1.1. Основные понятия и определения	5
1.2. Последовательность изготовления самолета	9
1.3. Производственные подразделения предприятия и их характеристика	13
1.4. Технологические подразделения предприятия	17
1.5. Характеристика методов и средств самолетостроительного производства	18
Глава 2. Технологические пути обеспечения качества; точность и взаимозаменяемость	31
2.1. Основные понятия и определения	31
2.2. Обеспечения точности	35
2.2.1. Достижение точности размеров	39
2.2.2. Правило совмещения баз	62
2.2.3. Правило компенсации	68
2.3. Достижение взаимозаменяемости	77
2.3.1. Достижение взаимозаменяемости при независимом (несвязанном) образовании размеров сопрягаемых деталей	83
2.3.2. Достижение взаимозаменяемости при зависимом (связанном) изготовлении сопрягаемых деталей	86
2.3.3. Плазово-шаблонный метод обеспечения взаимозаменяемости	92
2.3.4. Эталонно-шаблонный метод	151
2.3.5. Особенности обеспечения взаимозаменяемости бортовых систем; увязка на основе базового эталона	155
2.4. Перспективы внедрения независимого образования размеров	164
2.5. Назначение допусков	169
Глава 3. Технологические пути обеспечения надежности и технологичности	173
3.1. Показатели надежности	173
3.2. Последовательное соединение элементов систем; резервирование	187
3.3. Оценка показателей надежности	190
3.4. Причины отказов; повышение надежности	194
3.5. Экономическая оценка надежности	202
3.6. Оценка технологичности конструкции самолетов	204
Глава 4. Обеспечение экономической эффективности технологических процессов	224
4.1. Общие сведения и определения	224
4.2. Пути увеличения производительности труда	227
4.3. Пути снижения себестоимости изделий	237
4.4. Определение составляющих капитальных вложений	244
Глава 5. Технологическая подготовка серийного производства самолетов	246
5.1. Общие сведения	246
5.2. Пути снижения сроков и стоимости технологической подготовки производства	252
5.3. Проектирование технологических процессов	254
Список литературы	258