

МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

С.А. ВИГДОРЧИК

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И КОНСТРУИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

(Конспект лекций)

Часть II

МОСКВА - 1975

A18(075)

B-413.

МИНИСТЕРСТВО
ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ СССР

МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

С.А. ВИГДОРЧИК

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И КОНСТРУИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

(Конспект лекций)

Часть II

Утверждено
на заседании редсовета
как учебное пособие
26 сентября 1973 г.

МОСКВА - 1975

A 18(075)
B 413

© Московский авиационный институт, 1975 г.

Зав. редакцией М.И. Кузнецова

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящий конспект составлен на основе лекций по одноименному курсу, прочтенных автором на факультете повышения квалификации МАИ для конструкторов ОКБ и преподавателей авиационных дисциплин основных вузов страны.

Потребность в такого рода курсе вызвана в первую очередь необходимостью дать конструкторам ОКБ и преподавателям вузов сведения об основных современных путях развития конструкций самолетов, связанных с развитием материаловедения, технологических дисциплин, методов обеспечения ресурса, надежности и экономической эффективности. Так как в реальной работе конструкторов все эти знания применяются комплексно и только понимание их взаимных связей дает возможность создавать высокоэффективную конструкцию, весь курс построен как комплексный.

Только довольно узкий круг конструкторов, создавая проекты самолетов в целом, использует в полной мере знания по основным авиационным дисциплинам, читаемым в авиационных вузах. Большинство же конструкторов, занимающихся разработкой конструкции основных узлов, агрегатов и деталей, в своей работе по созданию более совершенных образцов опирается главным образом на новые возможности, открываемые разработкой и применением новых материалов, исследованием и разработкой новых технологических процессов. Им также постоянно приходится выполнять все более жесткие требования:

меньшение массы, увеличение ресурса и надежности, экономической эффективности.

Полученные в вузе знания по материаловедению и технологии, в отличие от знаний по теоретическим дисциплинам, очень быстро стареют и поэтому требуют более частого и глубокого обновления.

В связи с тем, что производство элементов оборудования и их монтаж представляет собой специфическую область, имеющую свои закономерности, вопросы конструкции и технологии изготовления оборудования, его монтажа и контроля в конспекте не рассматриваются.

Курс является совершенно новым, поэтому практика чтения его в течение трех лет, естественно, недостаточна для полной его отшлифовки. Автор ясно представляет себе сложность и новизну стоящей перед ним задачи и будет благодарен всем, кто сделает какие-либо замечания по курсу.

Т е м а 4. ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ НА РЕСУРС И НАДЕЖНОСТЬ

Как известно, задачей технологического процесса является организованное воздействие на материал с целью переработки его в изделие с заданными формами, размерами и другими характеристиками. Очевидно, это воздействие должно обеспечить и получение соответствующих характеристик ресурса и надежности как изделия в целом, так и отдельных его компонентов. Вся прошлая практика самолетостроения в основном характеризуется тем, что в чертежи конструкций самолетов обычно включались требования по обеспечению только статической прочности изделия, его элементов. Требования ресурса и надежности в основном обеспечивались самой конструкцией, выбором исходного материала и уровня нагрузок. Пока самолеты подвергались эксплуатационным нагрузкам небольшого уровня, делались из среднепрочных материалов, имели достаточно большие избытки прочности в деталях, требования сравнительно небольших ресурсов (транспортные 10 000 ч и маневренные 500 ч) удовлетворялись в основном за счет обеспечения необходимой статической прочности.

В последние два десятилетия положение стало резко изменяться, уровень эксплуатационных нагрузок повысился в 1,3 - 1,5 раза, требуемый ресурс вырос для транспортных машин до 30 000 - 50 000ч, а для маневренных - до 3 000 - 10 000ч. Все шире применяются в конструкциях высокопрочные материалы, значительно более чувствительные к внешним воздействиям (технологическим и эксплуатационным).

В этих условиях выяснилось, что технологические процессы очень сильно влияют на обеспечение ресурса и надежности. В небольшой степени это влияние начало учитываться и оговариваться в чертежах при выборе необходимой шероховатости поверхности, покрытий и т.п. и в ссылках в чертежах на соответствующие технологические инструкции, способствующие повышению ресурса и надежности конструкций.

Необходимо подчеркнуть, что это неполное оформление требований к обеспечению ресурса и надежности конструкций со стороны технологии носит в основном случайный характер и главным образом отражает печальный опыт отдельных конструкторов и конструкторских подразделений.

Существующее положение потребовало возможно более широкого обобщения вопросов влияния технологии на ресурс и надежность конструкции.

Учитывая все разнообразие технологических процессов и их влияние на ресурс и надежность, можно выделить две основных линии воздействия через изменение свойств:

- а) поверхности деталей (конструкций);
- б) всей массы материала деталей (конструкции).

В ряде случаев многие технологические процессы воздействуют на ресурс и надежность по обеим линиям.

При всем многообразии параметров конструкции, определяющих ресурс и надежность, можно условно выделить две их основные группы, зависящие от изменения свойств материала:

- а) кратковременных характеристик материала, например расчетная статическая прочность конструкции;
- б) ресурсных характеристик материала в конструкции, определяющих эксплуатационные свойства конструкции.

Очевидно, что неизбежные в практике изменения режимов технологических процессов будут вызывать и соответствующие отклонения в характеристиках конструкции самолета, даже если эти отклонения как-то регламентированы.

Многократное осуществление какого-либо технологического процесса возможно только в условиях каких-то отклонений от номинального или оптимального режима. Величина этих отклонений характеризует стабильность технологического процесса, осуществляемого в данных условиях.

Степень стабильности технологических процессов в смысле обеспечения ими кратковременных и ресурсных характеристик материала в конструкции определяет влияние технологии на надежность. В связи с этим для обеспечения определенного уровня надежности конструкции необходимо все влияющие на нее технологические процессы задавать не только по оптимальным или номинальным режимам и условиям исполнения, но и по допустимым (для данного уровня надежности) отклонениям от этих режимов и условий. Например, режимы целого ряда технологических процессов, применяемых для изготовления из высокопрочных материалов высоконапряженных конструкций с большим заданным ресурсом, по отклонениям и условиям осуществления значительно более жестки, чем для тех же процессов, применяемых для

изготовления менее ответственных и напряженных конструкций из среднепрочных материалов. Так, технология изготовления шасси из среднепрочной стали ЗОХСА значительно проще, чем технология изготовления шасси из высокопрочной стали, например ЭИ-64З. Это видно даже по количеству операций технологического процесса. При обработке деталей шасси из высокопрочных сталей количество операций в 3-4 раза больше, чем при обработке деталей из среднепрочных сталей. Число операций увеличивается в основном за счет большого количества операций, повышающих ресурс и надежность (например, трех- или четырехкратные низкотемпературные отжиги, упрочнение и т.п.) и за счет роста числа контрольных операций (рентген, магнитный контроль и т.п.).

Из этого следует, что не может быть единого регламента процесса для всех случаев. В зависимости от требований обеспечения того или иного уровня надежности допустимые отклонения режимов технологического процесса должны меняться.

Многочисленные исследования и наблюдения показали, что влияние технологических процессов на кратковременные ресурсные характеристики и надежность конструкции может быть как положительным, так и отрицательным. Даже изменение режимов одного и того же процесса может играть либо отрицательную, либо положительную роль. Например, широко известно, что в зависимости от режимов резания и геометрии режущего инструмента (рис. I) усталостные характеристики обрабатываемого материала могут ухудшаться или улучшаться при практически одной и той же чистоте поверхности, а при дробеструйном упрочнении можно резко повысить выносливость детали, но при некоторых режимах (перенаклеп) можно также резко снизить выносливость.

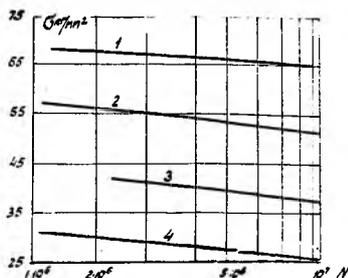


Рис. I. Влияние переднего угла резца на выносливость стали ЭИ-64З:

- | | | | | | | | | |
|---|---|---------------|---|-------------|--------------|---|-----|-----------------------|
| 1 | - | угол γ | = | -10° | , σ_b | = | 190 | кгс/мм ² ; |
| 2 | - | угол γ | = | $+10^\circ$ | , σ_b | = | 190 | кгс/мм ² ; |
| 3 | - | угол γ | = | -10° | , σ_b | = | 110 | кгс/мм ² ; |
| 4 | - | угол γ | = | $+10^\circ$ | , σ_b | = | 110 | кгс/мм ² ; |

Одной из основных особенностей влияния технологических процессов на ресурс и надежность в эксплуатации является то, что последующие операции технологических процессов могут суммировать (и в сторону улучшения, и в сторону ухудшения) свое влияние на ресурс и надежность с влиянием предшествующих (даже первичных в металлургическом производстве) технологических процессов. Если влияние предшествующих операций на ресурс и надежность сохраняется в эксплуатации, то мы обычно говорим в этом случае о технологической наследственности.

Все изложенное подтверждает, что без ясного представления о влиянии на ресурс и надежность конструкций как отдельных операций технологического процесса, так и процесса в целом нельзя разработать технологию, обеспечивающую основные характеристики качества — ресурс и надежность.

Обеспечение технологическими средствами ресурса и надежности машин требует решения большого количества задач, находящихся на стыке конструирования, расчета на прочность, материаловедения, технологии и ряда других дисциплин. Работа в этом направлении более всего способна превратить технологию в четкую научную дисциплину, неразрывно связанную с другими научными дисциплинами, на которых зиждется создание современных самолетов и других летательных аппаратов.

Принято делить весь комплекс технологических процессов создания самолетов на три достаточно самостоятельные группы:

1) создание заготовок (как стандартных, так и специальных) независимо от места их изготовления (специальные металлургические или самолетостроительные заводы);

2) изготовление деталей, в том числе крупных, для монолитных конструкций;

3) сборка, монтаж и испытания.

Задачи, поставленные в этих лекциях, можно рассматривать раздельно по этим группам с учетом технологической наследственности по технологическому процессу в целом.

Весь материал лекций, посвященных влиянию технологии на ресурс и надежность самолетов, разделен на несколько тем.

В данном разделе в обобщенном виде описывается влияние основных групп технологических процессов изготовления деталей. Влияние технологических процессов изготовления специальных полуфабрикатов

рассматривается в разделе о монолитности конструкций (тема 7), а влияние сборочных процессов – в разделах, посвященных сборке и соединениям (темы 6 и 8).

Влияние различных технологических процессов на различные типы и даже марки материалов может быть весьма различным, поэтому далее рассматриваются только самые общие вопросы влияния основных групп технологических процессов на основные группы металлов по основным направлениям воздействия.

Наибольшее влияние на эксплуатационные отказы (см. ч. I курса) оказывают усталость, коррозия и износ. В этих трех основных группах отказов главное значение имеет воздействие условий эксплуатации на поверхность, поэтому влияние технологических процессов на способность поверхности сопротивляться воздействию указанных причин чрезвычайно существенно.

Влияние разных технологических процессов на поверхность весьма разнообразно, и далее рассматриваются, конечно, не все, а только основные воздействия такого рода. Одним из наиболее знакомых конструкторам и технологам примеров влияния технологических процессов на поверхность является создание определенной шероховатости.

Необходимо прежде всего отметить, что чисто геометрическое (в том числе определяемое ГОСТом) толкование шероховатости явно недостаточно для понимания влияния этого параметра на ресурсные характеристики. Во-первых, рассматривая шероховатость поверхности как своего рода геометрический концентратор напряжений, влияющий существенно на усталостную выносливость, надо помнить, что шероховатость может быть как регулярной, так и нерегулярной. Например, точение и шлифование создаст существенно регулярное расположение выступов и впадин шероховатости, и если поток переменных сил будет в эксплуатации направлен перпендикулярно к ним, то его влияние на усталостную прочность будет особенно сильным. Значительно менее существенна будет такая же (по ГОСТу) шероховатость, имеющая хаотический нерегулярный характер, например после размерного химического травления (рис. 2).

При одних и тех же значениях шероховатости по ГОСТу степень развитости поверхности может существенно различаться. Под степенью развитости поверхности мы понимаем отношение фактической, "смачиваемой" поверхности к номинальной ее площади:

$$S_z = \frac{S_n}{F},$$

где S_n – смачиваемая поверхность.

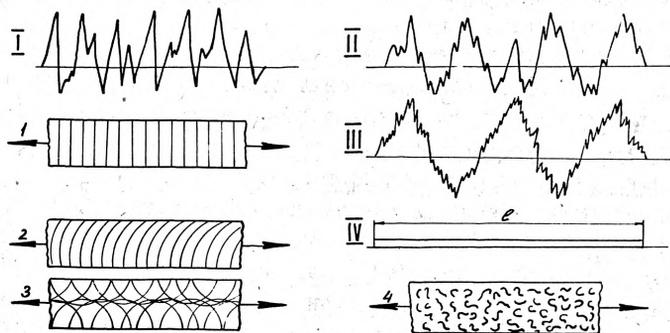


Рис.2. Шероховатость и развитость поверхности:
 I - шероховатость класса ∇ A с малой развитостью поверхности; II - шероховатость со средней развитостью поверхности; III - шероховатость класса ∇ A с большой развитостью поверхности; IV - длина (площадь) участка l , на котором замеряется развитость поверхности;
 1 - регулярная шероховатость, полностью перпендикулярная направлению сил; 2 - регулярная шероховатость, в основном перпендикулярная направлению сил; 3 - регулярная шероховатость, нечетко ориентированная к направлению сил; хаотическая шероховатость

Степень развитости поверхности всегда существенно больше единицы и может достигать до нескольких порядков.

Если правильно понимать под чистотой поверхности отсутствие на ней инородных загрязнений, например жиров, грязи, пыли и т.п., то очевидно, что чистая поверхность с большой развитостью будет более быстро корродировать, окисляться, смачиваться активными жидкостями, лучше удерживать смазку, клеи, припой и т.п. Развитая поверхность активнее участвует в диффузионных процессах, например в цементации, азотировании, в процессах нанесения гальванических покрытий и т.п.

Особым случаем изменения шероховатости поверхности и изменения ее чистоты является выход на поверхность при ее обработке внутренних дефектов материала: пор, флокенов, включений и т.п. Трение поверхности металла о частицы абразивов, окислов, удары частиц абразивов о металл могут вызвать насыщение (шаржирование) поверхности материала мельчайшими частицами абразива, окислов и просто мелких частиц другого металла. Такие явления происходят

при притирке, пескоструйной обработке, абразивной обработке и т.д. и в ряде случаев вызывают существенные изменения коррозионной стойкости металла.

Большое количество самых разнообразных причин вызывает изменение свойств материала на поверхности, приводящее часто к существенному изменению характеристик ресурса и надежности конструкции. Резкое уменьшение усталостной прочности может произойти из-за уменьшения твердости (повышения пластичности) поверхностного слоя деталей в результате, например, поверхностного отжига или отпуска, обезуглероживания, плакирования алюминиевых сплавов и т.п. В этих случаях обычно резко снижается сопротивление усталостному разрушению. Так, например, плакировка листов В-95 может снизить их условный предел усталости на базе 10^7 почти на 40%, а листов Д16Т - на 25%, обезуглероживание поверхности высокопрочной стали ЭИ-643 с $\sigma_s = 190$ кгс/мм² может снизить предел усталости в два раза.

У этого явления, независимо от того, увеличилась ли пластичность на поверхности самого материала за счет структурных изменений (поверхностный отпуск, обезуглероживание) или за счет нанесения прочно связанного с основным материалом пластичного слоя (например плакировка), один механизм. Если циклические нагружения имеют величину, превосходящую предел текучести мягкого слоя, то этот слой, претерпевая многочисленные пластические деформации, быстро разрушается от усталостных повреждений и его усталостная трещина, подходя к поверхности основного твердого материала, действует как концентратор напряжений и вызывает ускоренное разрушение.

Совершенно другой механизм снижения усталостной выносливости свойствен материалам, имеющим твердую хрупкую поверхность, например, в результате поверхностной закалки, цементации, азотирования, альфирования или нанесения твердого покрытия, например хромового слоя, анодной пленки и т.п. В этом случае при циклическом нагружении твердая хрупкая поверхность под влиянием деформаций может разрушаться усталостно раньше основного материала, и трещины, образовавшиеся в ней, сыграют роль концентраторов, ускоряющих усталостное разрушение основного материала.

Конечно, такое описание дает только грубое представление о влиянии покрытий, так как явление рассматривается только односто-

ронне, с позиций разной твердости и пластичности. На самом деле в ряде случаев картина может быть значительно сложнее. Так, например, при структурных изменениях на поверхности, например при азотировании, в результате фазовых изменений может произойти увеличение объема новых фаз на поверхности, что приведет к появлению в поверхностном слое полезных напряжений сжатия, увеличивающих усталостную прочность этого слоя.

Ряд технологических процессов, связанных с нагревом, также приводит к нежелательным последствиям. Высокотемпературный нагрев некоторых сталей с большим содержанием хрома сопровождается, например, выгоранием хрома по границам зерен у стали типа ВНС-5; высокий нагрев в вакууме вызывает вакуумное растравливание некоторых титановых сплавов типа ОТ-4 и др., заключающееся, по имеющимся сведениям, в удетучивании марганца по границам зерен; некоторые другие технологические процессы, связанные преимущественно с нагревом, вызывают нарушение связей по границам зерен, что в свою очередь вызывает существенное уменьшение усталостной прочности и в ряде случаев - уменьшение коррозионной стойкости.

Особую роль играет поверхностное наводороживание титановых сплавов и высокопрочных сталей. В этом случае, как уже было показано в ч. I конспекта, может возникнуть опасность замедленного водородного разрушения.

Для многих титановых сплавов (особенно с большим содержанием алюминия) в последние годы обнаружено определенное влияние на развитие коррозии под напряжением воздействия при высокой температуре галогеносодержащих веществ, например соленой воды в эксплуатации, некоторых галогеносодержащих охлаждающих эмульсий при резании и т.п.

Конечно, говоря о воздействии технологических процессов на поверхность, необходимо упомянуть, что огромное большинство типов покрытий металлов предназначено для защиты от коррозии конструкции, и с этой точки зрения такие покрытия должны оцениваться по-

ложительно. Особое место по влиянию на ресурс и надежность занимают внутренние остаточные напряжения в поверхностных слоях материала. С большой степенью точности можно сказать, что при наличии растягивающих напряжений резко ухудшаются как усталостные характеристики, так и сопротивления коррозии под напряжением. Наоборот, положительно действуют остаточные напряжения сжатия, резко улучшая как усталостную выносливость, так и сопротивление коррозии под напряжением.

Причинами появления растягивающих напряжений в поверхностных слоях могут быть разные явления и процессы: наклеп, создающий растягивающие и сжимающие остаточные напряжения в процессе проведения операций резания, выколочки; усадка расплавленного металла в процессе застывания, начинающегося, как правило, с поверхности, например при литье, сварке дуговой, точечной; неодновременное остывание детали в процессе быстрого охлаждения после нагрева, например закалки или отжига с охлаждением на воздухе, и ряд других процессов.

Фазовые изменения на поверхности в ряде случаев могут происходить не только в результате поверхностной термообработки и диффузионных процессов, но и при поверхностном деформировании. Если эти фазовые изменения сопровождаются изменением объема первичных фаз, то в поверхностном слое могут появиться как растягивающие, так и сжимающие напряжения.

Как видно из этого краткого обзора, влияние технологических процессов на поверхность может осуществляться как за счет изменения механических свойств и появления или изменения внутренних напряжений на поверхности, так и за счет физико-химических изменений состояния поверхности. Что касается изменения механических свойств деталей, то можно сказать, что особенно сильно воздействует через изменение характеристик поверхности сказывается на усталостных характеристиках, сопротивлении коррозии под напряжением и характеристиках износа, т.е. на основных ресурсных характеристиках. Влияние изменения характеристик поверхности практически не сказывается на статических кратковременных характеристиках.

Значительно больше на кратковременные характеристики влияют технологические процессы, воздействующие в целом на весь объем металла детали или на большую часть его сечения. Это в первую

очередь термообработка, холодное и горячее деформирование, сварка и литье. Все эти процессы могут изменять механические, как кратковременные, так и ресурсные, характеристики, коррозионные характеристики, сопротивляемость замедленному водородному разрушению и др.

Итак, влияние разных технологических процессов как самолетного, так и металлургического производства на основные кратковременные и ресурсные характеристики весьма многообразно. Рецепта на все случаи, очевидно, дать нельзя, так как влияние одного процесса, например закалки алюминиевого сплава В-95, вызывающего сильную склонность к межкристаллитной коррозии и коррозии под напряжением, будет резко уменьшено обычным искусственным старением и еще более уменьшено специальными режимами ступенчатого искусственного старения. Шлифовка и хонингование цилиндров из высокопрочных сталей до весьма малого уровня шероховатости (например, $\nabla 9 - \nabla 10$) существенно повышает усталостную выносливость по сравнению с обработкой с более грубой шероховатостью (например, $\nabla 5$), однако последующее хромирование, не изменяющее существенно шероховатость, может снизить усталостную выносливость до уровня, соответствующего шероховатости обработки $\nabla 3 - \nabla 4$. В то же время даже малый наклеп (типа гидроструйки) под хромирование обеспечивает после хромирования выносливость на уровне исходной шероховатости $\nabla 9 - \nabla 10$. Очевидно, надо для каждой конструкции в связи с конкретными требованиями и условиями эксплуатации установить те показатели эксплуатационных характеристик, которые являются решающими для нее, и тщательно контролировать влияние всех материалов и полных цепочек основных (особенно типовых) технологических процессов на ресурс и надежность.

Ниже приводится пример анализа технологических процессов изготовления вафельных панелей из алюминиевого сплава и анализ влияния различных цепочек технологических процессов изготовления ответственных деталей из высокопрочных сталей мартенситного класса. Примеры более глубокого анализа влияния технологических процессов на ресурсные характеристики титановых конструкций можно найти в учебном пособии С.А. Вигдорчика "Применение сплавов титана в самолетостроении" (МАИ, 1972 г.).

Изготовление вафельных панелей из крупногабаритных плит, например в производстве самолета "Конкорд" и других, стало возмож-

ным в результате освоения в металлургическом производстве крупногабаритных высококачественных плит с наименьшей анизотропией по всем трем направлениям и наименьшими по количеству и размерам дефектами (расслоения, питтинги, включения и т.д.), а также благодаря появлению больших станков высокой точности с программным управлением.

При изготовлении плит крупных габаритов, размером до 8000 x 1400 x 65 мм, деформация слитка происходит неравномерно, и поэтому обычно по высоте (толщине) получаются наихудшие (особенно по удлинению) характеристики. На рис.3 схематически показаны некоторые из возможных вариантов изготовления плит и обеспечиваемая ими пластичность (удлинение) по толщине. Как видно, третий вариант дает наилучшую пластичность по толщине - до 4% (вдоль 8%, поперек 6%).

Отсутствие расслоений и уменьшение включений достигается более чистой шихтой и вакуумной обработкой расплавленного материала. Характеристики усталости плит по разным направлениям здесь не приводятся, однако в качестве иллюстрации на рис.4 показана анизотропия усталостных характеристик поковки из сплава типа отечественного В-95. Даже при наиболее совершенном процессе металлургического производства анизотропия как статических, так и усталостных характеристик может быть существенна.

Для сплавов типа В-95 можно указать на еще один существенный вид анизотропии. На рис. 5 показаны характеристики коррозии под напряжением по трем направлениям. Из этого рисунка видно, что сопротивление коррозии под напряжением этих сплавов по толщине в несколько раз меньше, чем вдоль и поперек. Поэтому наличие больших длительно действующих по толщине растягивающих напряжений и коррозионной среды может привести к разрушению конструкции через некоторое время эксплуатации. Напомним, что разрушение в этом случае могут вызвать и остаточные напряжения в конструкции, действующие в опасном направлении. Таким образом, при выборе материала и полуфабриката должны быть учтены как свойства самого сплава, так и технология изготовления из него полуфабриката.

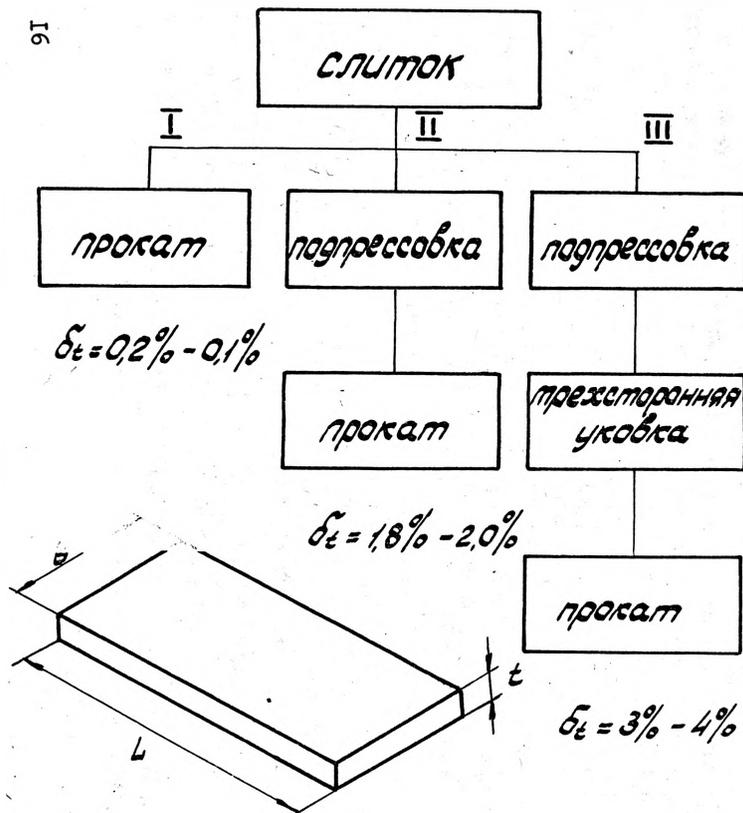


Рис.3. Влияние технологии изготовления плит из алюминиевого сплава на удлинение по толщине

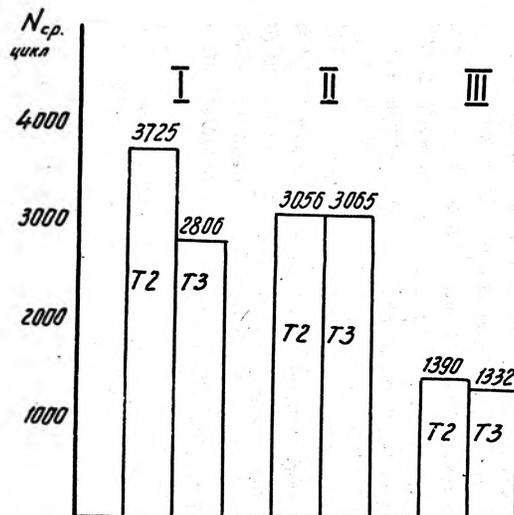


Рис.4. Анизотропия усталостных характеристик поковки из алюминиевого сплава типа В-95:

I - долговое направление; II - поперечное направление; III - высотное направление; Т-2 и Т-3 - разные варианты режимов искусственного старения.

Режим испытания - пульсирующее растяжение $\sigma_{max} = 0,7 \sigma_b$, частота нагружения 8 циклов/мин.

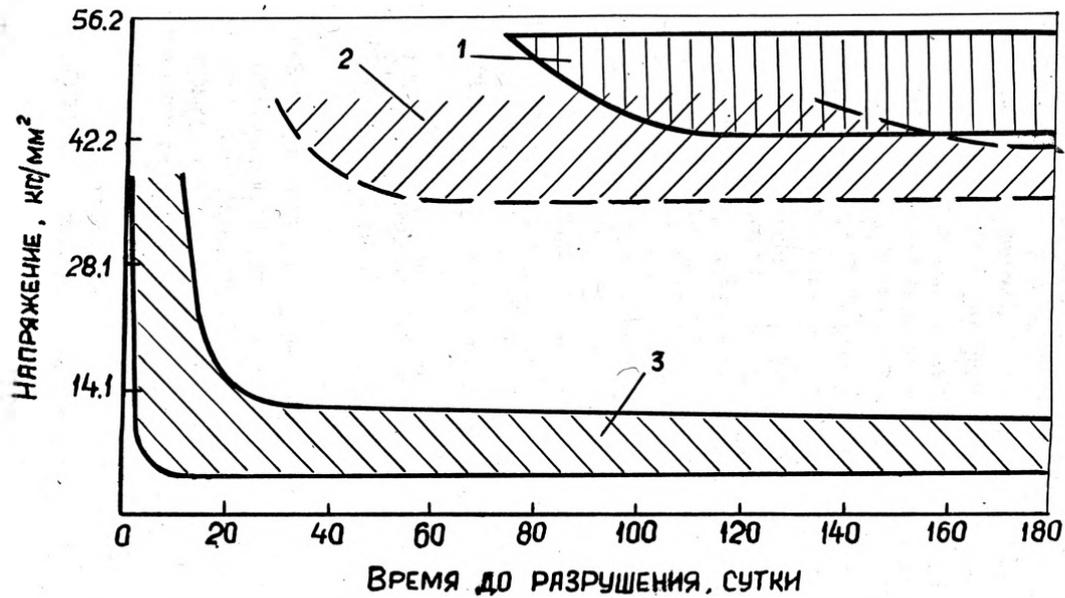


Рис.5. Анизотропия коррозии под напряжением плит из сплава типа В-95:

1 - по длине; 2 - по ширине; 3 - по толщине

При механической обработке (фрезеровании) происходит несколько процессов. Во-первых, создается какая-то шероховатость поверхности, которая может в зависимости от режимов резания колебаться в пределах от $\nabla 4$ до $\nabla 6$, во-вторых, могут появиться полезные (сжимающие) или вредные (растягивающие) остаточные напряжения на поверхности детали. Вид и величина напряжений в большой степени меняются в зависимости от режимов резания, геометрии и состояния инструмента (затупления). Плита с не снятыми в металлургическом производстве внутренними напряжениями (методом растяжки) после механической обработки покоробится и потребует правки, которая в свою очередь вызовет в вафельной панели остаточные напряжения высокого уровня. В процессе фрезерования на поверхность вафельной панели могут выйти металлургические дефекты плиты (включения, расслоения и т.п.), сам процесс фрезерования и последующее деформирование панели может вызвать при отсутствии соответствующих предосторожностей микротрещины, особенно у основания тонких ребер.

В результате всех указанных воздействий прочность панелей, особенно усталостная, может сильно снизиться. Для того чтобы снизить остроту неровностей после фрезерования, выявить дефекты структуры, появившиеся на поверхности панели, и заодно произвести, если это нужно, размерную доводку панели после фрезерования, применяется размерное химическое травление на небольшую глубину.

Как видно из рис. 6, размерное химическое травление (РХТ) несколько повышает выносливость детали, одновременно уменьшая разброс этой характеристики.

Применение упрочнения после фрезерования и РХТ резко (в 3-5 раз) поднимает выносливость панели. Упрочнение, резко повышая усталостные характеристики, также благоприятно действует и на сопротивление коррозии. На рис. 7 показано, что упрочнение (виброобработка) резко снижает скорость коррозионного поражения как после фрезерования, так и после РХТ.

Учитывая изложенное, для обеспечения достаточного ресурса вафельные панели надо делать из плит с минимальными анизотропией и

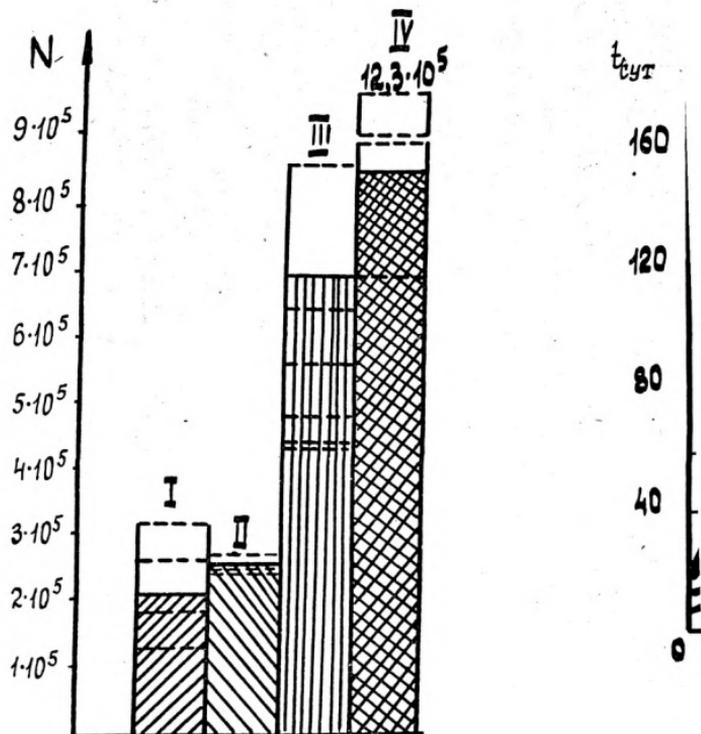


Рис.6. Влияние размерного химического травления (PXT) и упрочнения на выносливость сплава АК4-І (испытание при чистом изгибе, $n = 1500$ об/мин): N - число циклов; I - фрезерование; II - фрезерование плюс PXT; III - фрезерование плюс упрочнение; IV - фрезерование плюс PXT плюс упрочнение; пунктир - разброс по образцам

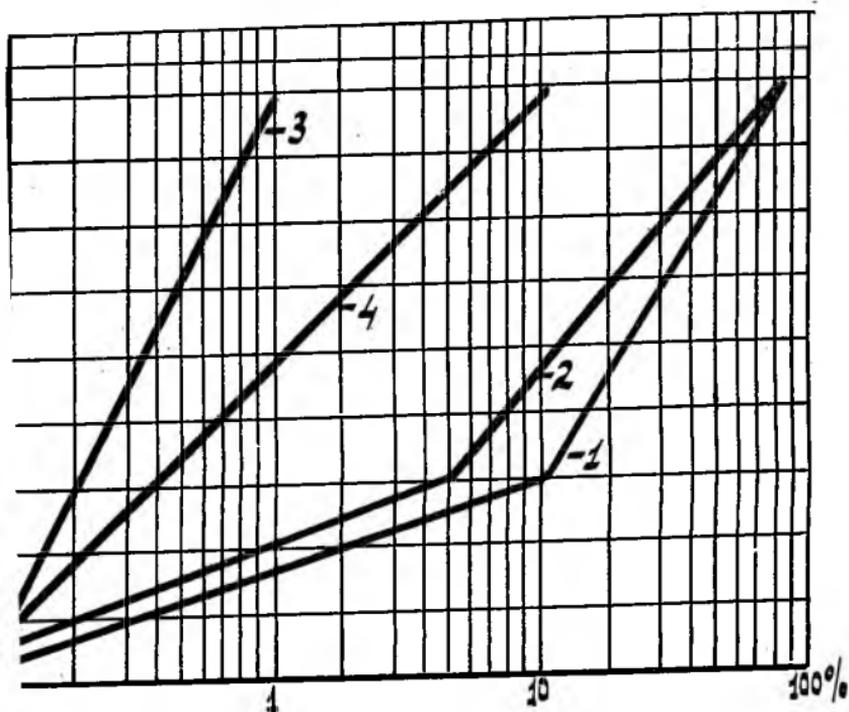


Рис.7. Влияние упрочнения поверхности сплава АК4-Г на скорость коррозионного поражения поверхности:
 1 - фрезерование - ∇ 5; 2 - РХТ - ∇ 5;
 3 - фрезерование плюс упрочнение - ∇ 6;
 4 - РХТ плюс упрочнение - ∇ 6

количеством внутренних дефектов, а технология изготовления панелей из плит должна после фрезерования предусматривать РХТ и упрочнение. Так как анодирование в толстых слоях (более 20 мк) резко снижает выносливость, то толщина анодной пленки также лимитируется.

Другим примером выбора материала и технологии обработки является изготовление штока шасси. Шток состоит из двух сваренных в одну конструкцию деталей из высокопрочных сталей. Эти детали – головка штока в виде горячей штамповки, обработанной только по поверхности соединения (около 50% поверхности не обрабатывается), и собственно труба штока, изготовленная из толстостенной трубы. Необходимо заметить, что сварка встык головки штока и собственно штока производится с подкладным кольцом с внутренней стороны шва, предотвращающим сквозное проплавление. До недавнего времени эти кольца не удаляли, их вводили в конструкции. Однако острая щель между кольцом и деталями играет роль сильного концентратора напряжения, и поэтому для повышения выносливости конструкции эти кольца после сварки надо удалять расточкой.

Шток после сварки и термообработки на прочность $\sigma_s = 190 \text{ кгс/мм}^2$ шлифуется и хромируется по внешней стороне цилиндрической поверхности.

Практика эксплуатации таких штоков из сталей ЭИ-643 и ЗОХГСА показывает, что наиболее частыми причинами выхода из строя являются усталостные трещины в хrome, переходящие на основной материал трубы, усталостные разрушения самой головки штока, начинающиеся как в местах конструктивных концентраторов, так и на необработанной поверхности горячей штамповки.

В других деталях шасси из высокопрочных сталей наблюдались разрушения от коррозии под напряжением и от водородного замедленного разрушения. Для улучшения чистоты исходного металла выбирается сталь вакуумной плавки. Повышение чистоты исходного материала как правило повышает его пластичность во всех трех направлениях и увеличивает выносливость гладких образцов.

На рис.8 показано, что хромирование высокопрочной стали очень сильно снижает ее выносливость. Это объясняется как хрупкостью хромового покрытия, так и большими растягивающими напряжениями стали под хромом, которые вызывает процесс хромирования. Упрочнение перед хромированием, создающее сжимающие напряжения в стали, практически устраняет отрицательное влияние хромирования.

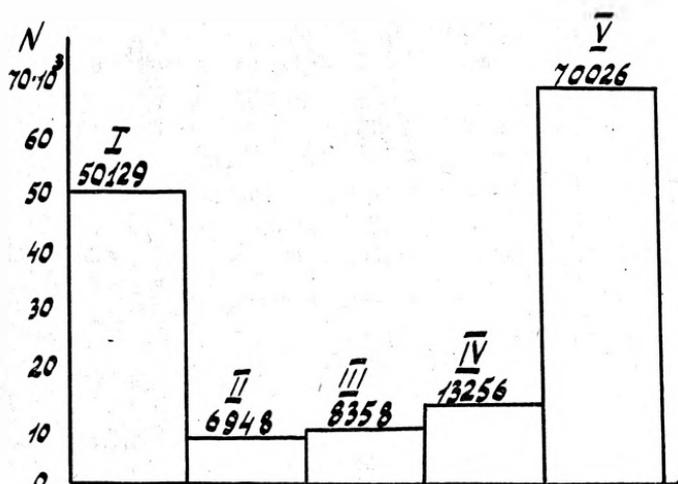


Рис.8. Влияние хромирования и упрочнения на повторно-статическую выносливость образцов из стали 30ХГСНА с прочностью 170 кгс/мм (режим испытаний - пульсирующее растяжение, $\sigma = 100$ кгс/мм²): N - число циклов; I - шлифование без покрытия; II - шлифование ∇ 7 плюс хромирование плюс обезводороживание; III - точение плюс хромирование плюс обезводороживание; IV - шлифование плюс гидropескоструйная обработка плюс хромирование плюс обезводороживание; V - шлифование плюс дробеструйный наклеп плюс хромирование плюс обезводороживание

После термической обработки иногда приходится применять правку, создающую внутренние остаточные напряжения. Вредные остаточные напряжения растяжения вызываются также шлифованием, поэтому после таких операций вводят низкотемпературный отжиг, снижающий остаточные напряжения. На фасонной поверхности головки штока, не подвергаемой механической обработке после горячей штамповки, обычно имеется тонкий обезуглероженный слой, появляющийся как при нагреве под штамповку, так и при термообработке. Этот пластичный слой вызывает резкое снижение выносливости, и его необходимо либо снять вручную абразивом, что в лучшем случае приведет к падению выносливости, как после грубой шлифовки, либо провести сплошное упрочнение всей поверхности, что сильно повышает выносливость (рис.9).

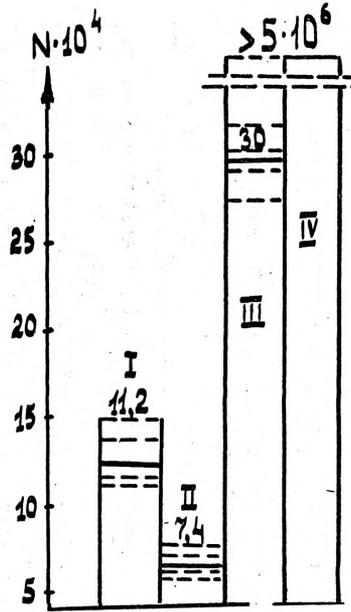


Рис.9. Влияние обезуглероживания и упрочнения на ограниченную выносливость образцов стали 30ХГСА с прочностью $\sigma_b = 170 \text{ кгс/мм}^2$ (режим испытаний - пульсирующее растяжение $\sigma_s = 70 \text{ кгс/мм}^2$, 1500 циклов/мин): I - шлифование; II - шлифование плюс обезуглероживание; III - шлифование плюс обезуглероживание плюс виброупрочнение; IV - шлифование плюс обезуглероживание плюс виброшлифование плюс виброупрочнение; пунктир - разброс по образцам

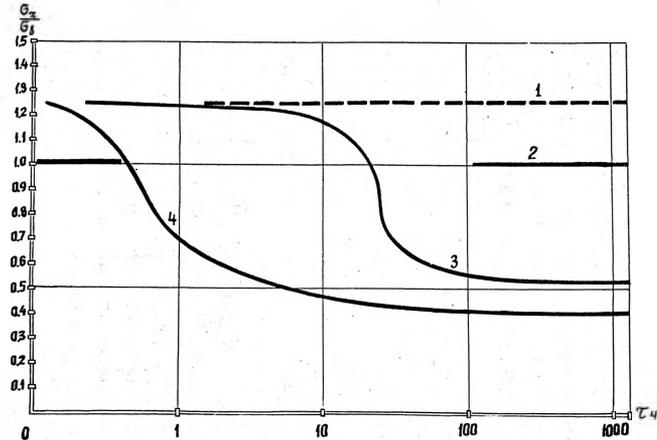


Рис.10. Замедленное разрушение образцов Тройно из стали 30ХГСА, $\sigma_b = 175 \text{ кгс/мм}^2$: I - относительная прочность надрезанного образца; 2 - прочность исходного материала σ_b , принятая за I; 3 - кривая замедленного разрушения на воздухе; 4 - кривая замедленного разрушения в водопроводной воде. σ_2 - напряжение при испытании

В связи с обычной антикоррозионной защитой сталей в виде кадмирования и нескольких лакокрасочных покрытий при недостаточно внимательно исполняемом технологическом процессе кадмирования может возникнуть замедленное разрушение конструкций. На рис.10 показано, что при методе хлорамонийного кадмирования замедленное водородное разрушение даже при небольшом уровне напряжений (в том числе и с таточных) может произойти в течение нескольких суток. Этот процесс разрушения сильно ускоряется при смачивании водой кадмированной поверхности. Поэтому для коррозионной защиты высокопрочных сталей часто применяют или шоопирование цинком, или нанесение кадмия в вакууме, не создающие наводороживания.

Более дешево шоопирование цинком или алюминием, и поэтому оно применяется чаще.

Для своевременного обнаружения дефектов типа трещин, появляющихся в основном после сварки, термообработки, правки, шлифовки, хромирования производится магнитный контроль.

Таким образом, требования обеспечения повышенной надежности и ресурса вызывают введение многих специальных операций и резко увеличивают объем контроля.

Т е м а 5. АНАЛИЗ ВЕСА КОНСТРУКЦИЙ ПЛАНЕРА И ЕГО ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫБОРА ПОЛУФАБРИКАТОВ, ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И СБОРКИ

Борьба за снижение веса конструкций является одним из основных направлений работы конструкторов самолетов с самого зарождения самолетостроения.

Назовем весом конструкции вес пустого самолета без веса моторов, колес и всех других готовых изделий.

Если проанализировать историю снижения веса конструкции (рис. II), то обнаружится, что несмотря на все растущую сложность конструкций удельный вес конструкции в процентах до 50-х годов был примерно на одинаковом уровне ($30 \pm 4\%$) и, видимо, только за последние 20 лет наметилась тенденция к некоторому снижению.

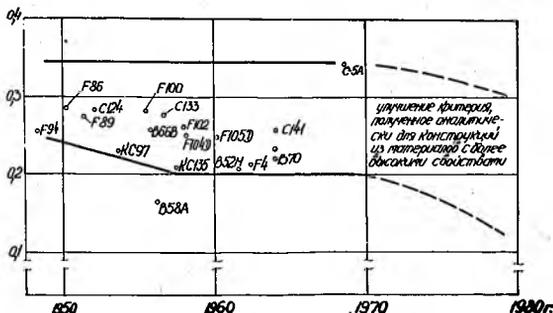


Рис. II. Изменение относительного веса конструкции:

$$\bar{G}_k = \frac{G_k}{G_B}; \quad G_k - \text{вес конструкции}; \\ G_B - \text{взлетный вес}$$

Что может дать снижение веса конструкции пассажирских самолетов хотя бы на 10%, видно из следующей прикидки. При весе конструкции 30% от взлетного веса снижение ее веса на 10% дает чистое снижение основного веса на 3%. Иными словами, оставляя неизменным взлетный вес, можно увеличить нагрузку на 3%. Если учесть, что у дозвуковых пассажирских самолетов удельный вес коммерческой нагрузки составляет 15-19% от взлетного веса, а у сверхзвуковых 6-10%, то видно, что увеличение на 3% весьма существенно.

В самом общем виде можно перечислить основные этапы работы по снижению веса.

Все начинается с выбора оптимальной компоновки, в процессе которой устанавливается необходимость в минимальном количестве эксплуатационных разъемов.

Следующим этапом является выбор оптимальной силовой схемы. С учетом ряда в основном технологических ограничений намечается минимальное количество технологических стыков (по панелям и подборок) с минимальным весом. При выбранных подборках стараются обеспечить их минимальный вес за счет увеличения монолитности конструкций и способов соединения.

Выбор материалов с наибольшей весовой отдачей для работы в заданных условиях должен сочетаться с анализом возможности использования прочности материала в реальной конструкции.

В серийном производстве основной задачей снижения веса является снижение плюсовых отклонений размеров тела деталей.

Учет распределения реальных отклонений размеров, создаваемых различными технологическими процессами в серийном производстве, дает возможность выбора того или иного типа конструкции с оценкой среднего реального привеса в серийном производстве. Не вдаваясь в целом в анализ возможных влияний компоновки и силовой схемы на вес конструкции, так как эта задача выходит за пределы нашего курса, остановлюсь только на некоторых направлениях решений, создающих существенную экономию веса и достаточно сильно зависящих от производственно-технологических возможностей.

Особенно значительно из числа современных направлений одно: практически полный отказ от эксплуатационных стыков внутри агрегатов. Отказ от таких стыков может дать существенную экономию в весе конструкций самолетов средних и особенно больших размеров. Если рассмотреть вес эксплуатационных и конструктивных стыков крыла (рис.12), характерных для пассажирских машин средних размеров, то видно, что этот вес весьма велик и что компоновки крыльев, где число таких стыков будет сведено к минимуму, дадут значительный выигрыш в весе.

Стыки (конструктивные и эксплуатационные) фюзеляжей существенно легче, чем стыки крыльев, их вес для фюзеляжей диаметром около 3 м колеблется в пределах от 20 до 60 кг. Эксплуатационные ушкововильчатые стыки киля с фюзеляжем обычно в зависимости от размеров корневой дужки киля и его высоты имеют вес от 150 до 500 кг. В этот вес входят потери от неполного использования об-

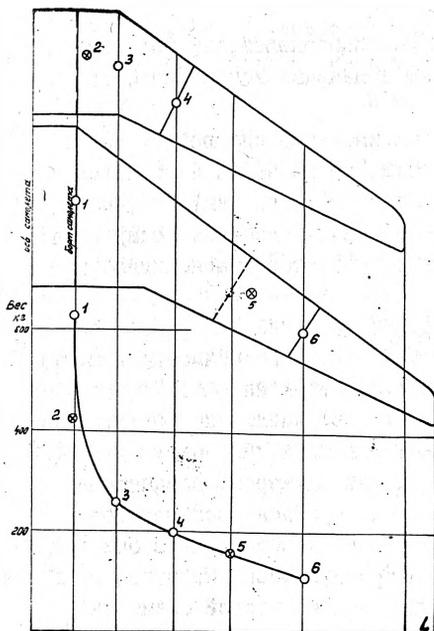


Рис. 12. Вес стыков крыла двух пассажирских самолетов:
 1 - вес эксплуатационного стыка и сочленения с фюзеляжем; 2 - вес конструктивного стыка и вес бортовой нервюры в сочленении с фюзеляжем; 3 - эксплуатационный стык средней части крыла с центропланом; 4 - конструктивный стык средней части крыла; 5 - эксплуатационный стык средней части крыла с консольной частью крыла

шивки и стрингерного набора килля и хвостовой части фюзеляжа в районе стыка, связанные с перераспределением потока сил с кессона килля к стыковым узлам, и аналогично по фюзеляжу. Вес фланцевого стыка может быть несколько меньше, чем вес ушкововильчатого.

Чисто технологический неразъемный стык килля с фюзеляжем, в особенности если корневые части лонжеронов килля в одной монолитной детали переходят в верхушку силовых шпангоутов, может быть существенно легче эксплуатационного (иногда в 2-3 раза). Указанные и другие данные по весу стыков привели сейчас к концепции проектирования, которую можно сформулировать следующим образом:

а) эксплуатационные стыки внутри отдельных агрегатов не нужны; эксплуатационные стыки между агрегатами должны определяться главным образом необходимостью их взаимного перемещения (дули, элероны, щитки, лжи и т.п.);

б) необходимость конструктивных стыков должна быть строго доказана, с учетом их веса.

в) технологические стыки внутри агрегатов должны быть сведены к минимуму.

Несмотря на внешнюю простоту этой компоновочной формулы, обеспечение ее в производстве иной раз под силу только технически высокоразвитым государствам и отдельным гигантским фирмам. Эксплуатационные стыки внутри агрегата были неизбежны в свое время,

так как самолеты перевозились в разобранном виде по железной дороге, и, кроме того, благодаря им был возможен полевой ремонт агрегатов вплоть до замены целых его секций.

В наше время, при широко развитой сети аэродромов, использовании перегоночных вариантов самолетов с дополнительными баками и росте габаритов агрегатов уже не приходится перевозить агрегаты отдельными частями (секциями) по железной дороге. Крупные неразъемные агрегаты в случае необходимости (кооперация производства, доставка агрегатов к местам статических и других испытаний и т.п.) перевозятся сейчас либо специальными трейлерами по шоссе, либо баржами по воде, либо внутри больших транспортных самолетов, в том числе специально для этой цели спроектированных, и, наконец, большими вертолетами.

Кроме того, в связи с ростом сечений силового набора сейчас редко возможна замена при ремонте только одной сложной части агрегата по эксплуатационному стыку. Как правило, если сломана одна секция агрегата, то требуется ремонт и соседней секции.

Переход на агрегаты без эксплуатационных стыков требует расширения габаритов сборочных цехов и обеспечения вывоза самолетов с опытных заводов на испытательные станции. Те же требования предъявляются к сборочным цехам и аэродромам серийных заводов. Размеры агрегатно-сборочных цехов самолетных заводов должны быть соответственно увеличены. В большинстве случаев для реализации первого положения необходимо строить заново агрегатно-сборочные, сборочные цехи опытных и серийных заводов, приближать их непосредственно к аэродромам и обеспечивать специальными средствами транспортировку отдельных крупногабаритных агрегатов к местам их испытаний.

Уменьшение числа конструкционных стыков внутри крупных агрегатов резко увеличивает размеры подборок, предъявляя соответствующие требования к расширению габаритов сеток колонн агрегатно-сборочных цехов. Для обеспечения производства таких конструкций необходимо заново строить агрегатно-сборочные цехи, как это было сделано в последние 5-10 лет фирмой "Локхид" для строительства самолетов "Гэлакси" и "Тристар" и фирмой "Боинг" для строительства самолета B-747 и его модификаций.

На самолетах типа аэробуса "Локхид", "Тристар" резкое уменьшение стыков может дать экономию веса порядка 3-5 т. Очевидно, такое

снижение веса может дать экономию в эксплуатации, которая за небольшой срок окупит расходы, связанные со строительством новых и реконструкцией старых предприятий.

Если проанализировать размеры агрегатов современных самолетов (рис.13), то, не задаваясь размерами будущих, возможно, еще больших самолетов, мы приходим к необходимости строительства и оборудования новых заводов для производства больших транспортных самолетов с такими габаритами агрегатов:

фюзеляжи - длина до 95 м; диаметр до 7 м; герметическая кабина длиной до 65 м, диаметром 7 м; хвостовая часть вместе с килем габаритами до 18 х 20 м;

крылья габаритами в плане до 60 х 35 м с конструктивным разъемом или без него на центроплане; в первом случае полуконсоли, а также консоли поворотных крыльев могут доходить до размеров 35 х 15 м.

Пожалуй, значительно менее четко можно сформулировать основные направления развития оптимальных по весу конструктивных стыков. Все-таки и здесь уже складываются определенные традиции.

Прежде всего для большинства современных самолетов конструкция стыков определяется не столько требованием статической прочности, сколько настоятельной необходимостью обеспечить усталостную прочность конструкции. Это вызвано тем, что именно в стыках имеется много сильнонагруженных соединений, являющихся концентраторами напряжений, и там часто создаются эксцентриситеты действия сил, вызывающих иногда местные напряжения изгиба, существенно превосходящие напряжения от основных нагрузок. Это обстоятельство вместе с отказом от эксплуатационных стыков внутри агрегатов привело к такому положению, что ранее широко употреблявшиеся фланцевые стыки с соединительными болтами, работающими на растяжение, стали исчезать и заменяться неразъемными срезными стыками.

Все чаще для повышения усталостной выносливости применяют двухсрезные стыки конструкций. Можно считать, по крайней мере для крыльев и стабилизаторов, достаточно четко выявившейся тенденцию к переходу на двухсрезные стыки без эксцентриситета потока сил (или с весьма незначительным), с применением высокопрочных срезных болтов с максимальной затяжкой и тугими или сверхтугими посадками в упрочненные отверстия. Как правило, все детали стыка подвергаются всестороннему упрочнению. В многорядных болтовых со-

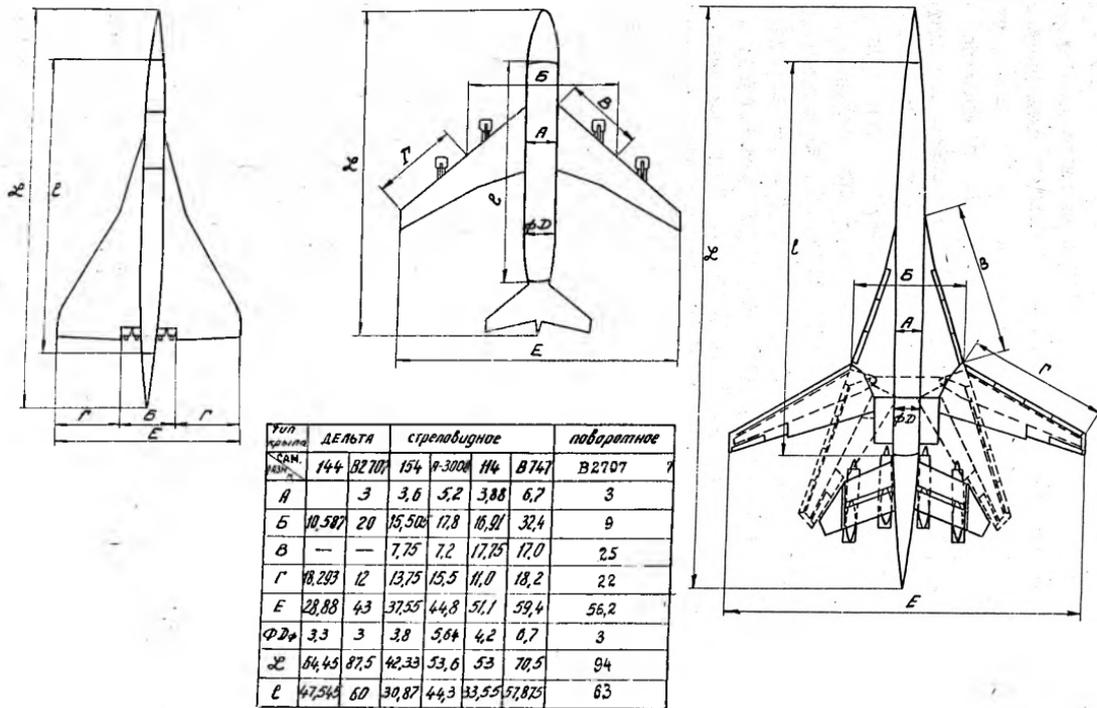


Рис.13. Рост габаритов агрегатов современных самолетов

единениях стыков применяются ступенчатые или клиновые переходы толщин соединяемых деталей, а также начинают применяться крайние болты меньших диаметров и с меньшим пределом текучести, что создает условия меньшей концентрации напряжений на крайних болтовых соединениях. Принимаются все меры к предупреждению в конструкциях стыков коррозии под напряжением и общей коррозии. Правильное применение всех этих мер обеспечивает минимальный вес конструкции при достаточной усталостной и коррозионной выносливости.

Весьма существенные требования предъявляет к металлургическим и самолетным заводам выполнение третьего условия – технологические стыки внутри агрегатов должны быть сведены к минимуму.

В отличие от бытовавших ранее традиций, иной раз даже подкрепленных специальными "теориями" об оптимальных размерах панелей и подборок, сейчас во всем мире пришли к одному четкому направлению конструирования: подборки и панели агрегатов должны укладываться в их габариты или размеры между их конструктивными стыками, а габариты необходимых полуфабрикатов, ступеней и главного оборудования для механизации и автоматизации сборочных процессов (например, автоматические клепальные прессы, сварочные машины и т.п.) должны быть приведены в соответствие с новыми большими габаритами панелей и подборок.

В настоящее время в зарубежной практике все чаще увеличивают габариты технологических подборок (в основном панелей) до размеров габаритов между конструктивными стыками агрегатов. Так, например, панели крыла аэробуса А300-Б имеют размеры 23 м, а панели крыла самолета В-747 – размеры 35 м. Для производства этих клепанных панелей пришлось, во-первых, создать специальное клепальное оборудование, крупногабаритные станки с программным управлением, большие ванны для анодирования и РХТ, термическое оборудование и большие лакокрасочные камеры, а также другое крупногабаритное самолетостроительное оборудование и, во-вторых, провести реконструкцию металлургических заводов и освоить производство крупногабаритных листов, плит и профилей и других полуфабрикатов, соответствующих по своим размерам увеличенным панелям. Эти крупные подборки, изготавливаемые из полуфабрикатов увеличенных размеров, как правило, используются или целиком, как монолитная конструкция, или как максимально монолитная (сборно-монолитная) конструкция. Обычно переход на такие конструкции подборок требует не только

нового крупногабаритного оборудования самолетостроительных и металлургических заводов, но и в большинстве случаев строительства новых механических, заготовительных, термических цехов, складов с большими пролетами и более мощным подъемно-транспортным оборудованием. Более подробно вопросы, связанные с применением монолитных конструкций, освещены в лекциях по теме 7, а вопросы, связанные с обеспечением соединений, — в лекциях по теме 8, и поэтому в данном разделе они не рассматриваются.

Выбор материалов с большой весовой отдачей подробно рассматривается в лекциях по теме 3, однако необходимо углубить понимание вопросов использования материала в конструкции.

Если предположить, что для всех деталей конструкций планера мы можем с помощью расчетов достаточно точно определить минимально необходимые сечения и, следовательно, минимально необходимый вес конструкции, то практически нам никогда не удастся осуществить эти условия. Фактически из-за условий металлургического производства и технологии самолетостроения нельзя создать идеально прочную конструкцию без излишков веса. Многие из этих условий рассмотрены ранее (тема 3). Напомним некоторые примеры: по расчету на прочность листа обшивки нужна толщина у корня 5,2 мм, промышленность же изготавливает стандартные толщины 5,0 мм и 5,5 мм; берут лист 5,5 мм и тем самым создают привес порядка 6%. Отливки магниевых сплавов делают с толщиной стенки не менее 3 мм, если по расчету нужно всего 1,8 мм, то привес будет 56%. Панель обшивки с приклепанными стрингерами ослабляется на растяжение за счет клепки на 5% и т.д. Почти в каждой рассчитываемой детали можно найти примеры недоиспользования прочностных характеристик материала из-за ранее указанных причин, из-за не очень удачной конструкции или неточностей расчета на прочность.

Конечно, с ростом знаний конструкторов и прочнистов, с появлением новых технологических и металлургических возможностей коэффициент прочностного использования материала растет, однако очень медленно. В связи с изложенным введем понятие коэффициента использования прочностных характеристик материалов конструкции — коэффициент использования прочности материала (сокращенно КИПМ), который в какой-то мере является критерием весового качества конструкции. КИПМ — это отношение веса конструкции, рассчитанной на предельное использование прочностных (кратковременных или ресурсных)

характеристик материала, к реальному весу спроектированной конструкции. Он всегда меньше единицы. Мало того, каждый вновь внедряемый материал в начале своего применения используется в меньшей степени, чем, скажем, через 15-20 лет после накопления опыта эксплуатации. Так, можно приблизительно установить, что в силовых конструкциях панелей, рассчитанных на растяжение, материал Д16-Т используется сейчас на 30-50% больше, чем 25 лет назад (считая, что расчетные напряжения брутто за это время поднялись примерно с 24-26 кгс/мм² до 34-36 кгс/мм²), а в панелях, рассчитанных на сжатие, материал В-95 стал использоваться за этот же период на 25-37% больше (считая, что расчетные напряжения брутто в этом случае поднялись с 35 кгс/мм² до 44-48 кгс/мм²). Если сопоставить расчетные напряжения на растяжение Д16-Т на уровне 35 кгс/мм² с пределом прочности этого сплава 42 кгс/мм², то сейчас использование этого материала в точно рассчитываемых на прочность конструкциях не превышает 83%. Соответственно реальные расчеты напряжения сжатия в панелях В-95 не превышают 90% от предела текучести на сжатие этого сплава.

Так обстоит дело с наиболее точно рассчитываемыми панелями крыльев. Если же взять другие основные элементы, например панели фюзеляжа, хвостовых частей крыла, оперения, шпангоуты, нервюры, то в большинстве случаев коэффициент использования прочности материала колеблется от 70 до 30%.

В то же время в самолете имеется много деталей, сечения которых определяются не расчетом на прочность, а так называемыми конструктивными соображениями. В этих деталях, которые, по мнению Шенли, составляют порядка 50% веса конструкции, использование материала и того меньше. Так, англичане недавно опубликовали данные, по которым коэффициент использования прочности материала для самолетных агрегатов оборудования (гидравлика, механизмы шасси и т.п.) колеблется в пределах 5-40%. Если предположить, что половина веса конструкции самолета, определяемая в основном по расчетам прочности, имеет средний коэффициент использования прочности материала порядка 60-70%, а вторая, проектируемая в основном по другим (конструктивным) соображениям, - порядка 20-30%, то можно грубо установить, что практически мы в полном весе конструкции используем примерно 40-45% предельной прочности материалов.

Приведенные цифры, хотя и весьма приблизительно, но все-таки отражают фактическое положение. Таким образом, постоянное стремление конструкторов к снижению веса конструкций может осуществиться, во-первых, выбором наиболее прочного и легкого материала, могущего реализовать расчетные характеристики в условиях конкретной эксплуатации и, во-вторых, наиболее полным использованием расчетных характеристик материала в реальной конструкции.

Основной вывод заключается в том, что для конструкций с малым коэффициентом использования прочностных характеристик материала нужен не столько материал повышенной удельной прочности, сколько более легкий и более дешевый. Скажем, при использовании прочности материала в конструкции на 25% выгодно такой материал заменить другим, меньшей прочности, но с меньшей плотностью.

Хорошим примером является использование магниевого литья. Так как по особенностям технологии практически трудно обеспечить толщины стенок сложных отливок как магниевых, так и алюминиевых и стальных менее 3 мм, то, выбирая алюминиевый сплав с удельной прочностью $\frac{\sigma_s}{\gamma} = II$ и получая при этом расчетные сечения стенок, допустим, 1,5 мм, выгодно заменить его магниевым сплавом с меньшей плотностью и прочностью. В этом случае расчетные сечения стенок будут равны 3 мм, коэффициент использования материала поднимется почти вдвое и в целом конструкция будет легче. Из приведенного примера видно, что наиболее легкая конструкция может быть получена только при совместной оценке материала по его удельной прочности и конструкции по возможности использования в ней прочности материала.

Особенно невелик КПМ в панелях, работающих на сжатие. Дело в том, что при различной погонной нагрузке, идущей по панели, работающей на продольное сжатие, могут оказаться более выгодными по весу панели разной конструкции.

Из рис. I4 видно, что расчетные напряжения в зависимости от погонной нагрузки могут быть для разных конструкций также различными. Та как погонная нагрузка по размаху крыла или по длине фюзеляжа может быть существенно отлична и не всегда удается

внутри одного агрегата сочетать разные конструкции (например, клеяные стрингерные и сотовые), то практически в части таких конструкций агрегата материалы не полностью используются.

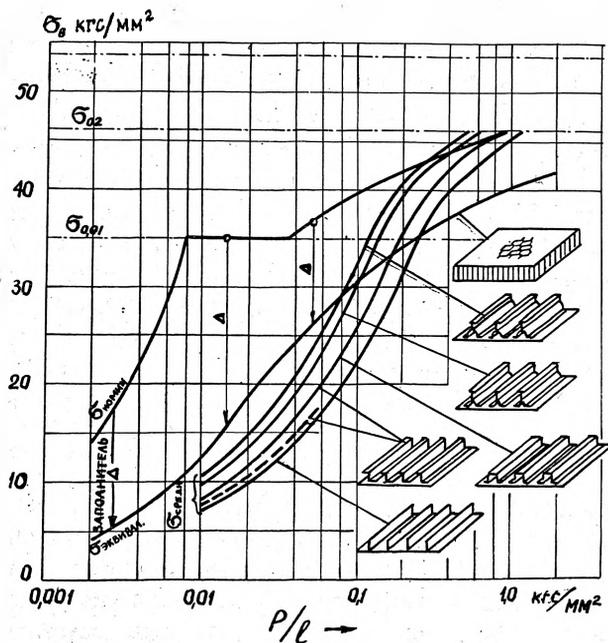


Рис.14. Сравнение эффективности (критических напряжений) различных конструкций сжатых панелей, P/e - погонная нагрузка на сжатие

В то же время, как это указывалось в лекциях по теме 3, разные конструкции имеют разный КИПМ в связи с их технологическими особенностями, например клеенные соты или литые панели. На рис.15 представлены некоторые характеристики использования прочности материалов на сжатие ($\sigma - 0,2$) в различного вида панелях при различных толщинах обшивки (прямо пропорциональных интенсивности потока). Очевидно, данные этого рисунка могут в какой-то степени помочь выбрать оптимальную конструкцию для конкретных нагрузок.

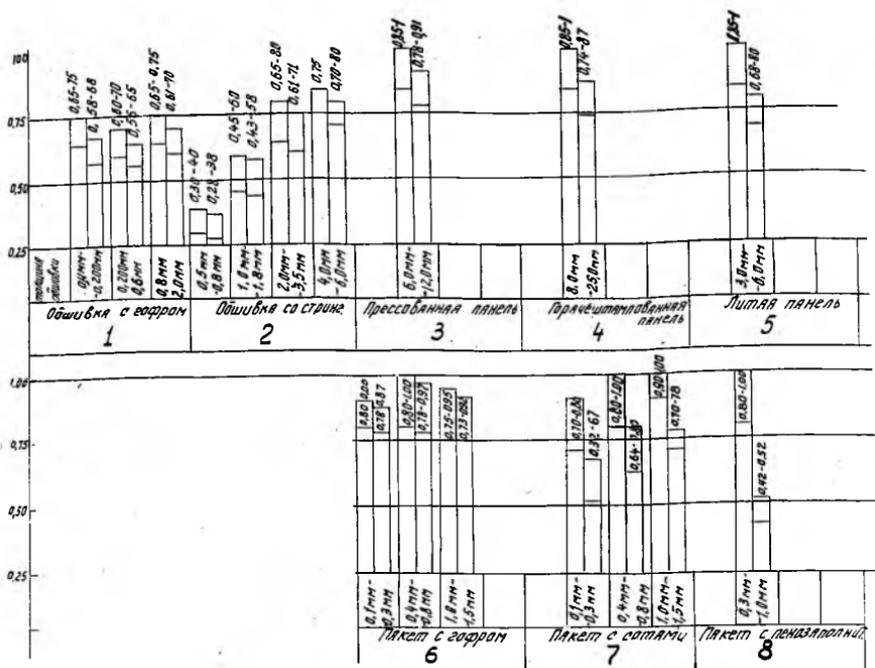


Рис. 15. Использование прочности материала в конструкциях, работающих на сжатие:

$\sigma_{раз}$ - критическое напряжение разрушения от потери устойчивости; $\sigma_{-0,2}$ - предел текучести материала на сжатие; k - коэффициент снижения использования прочности материала, учитывающий: а) наличие не используемого по основной нагрузке материала (например, сотовый, пенозаполнитель); б) средние весовые отклонения используемых полуфабрикатов; в) дополнительный коэффициент безопасности, связанный с неустойчивостью технологического процесса (например, литье, склейка);

левые столбики - $\frac{\sigma_{раз}}{\sigma_{-0,2}}$; правые столбики - $\frac{\sigma_{раз}}{\sigma_{-0,2}} k$

На рис.16 показано, что КИПМ при использовании материала на растяжение существенно зависит от ослаблений конструкций, связанных с отверстиями под соединения, от неравномерности силового потока по длине конструкции постоянного сечения, от необходимости снижения эксплуатационного уровня напряжений в связи с требованиями усталостной выносливости. На рис.16 показано, что КИПМ для материала Д-16 может достигнуть 0,7 - 0,8 в лучшем случае.

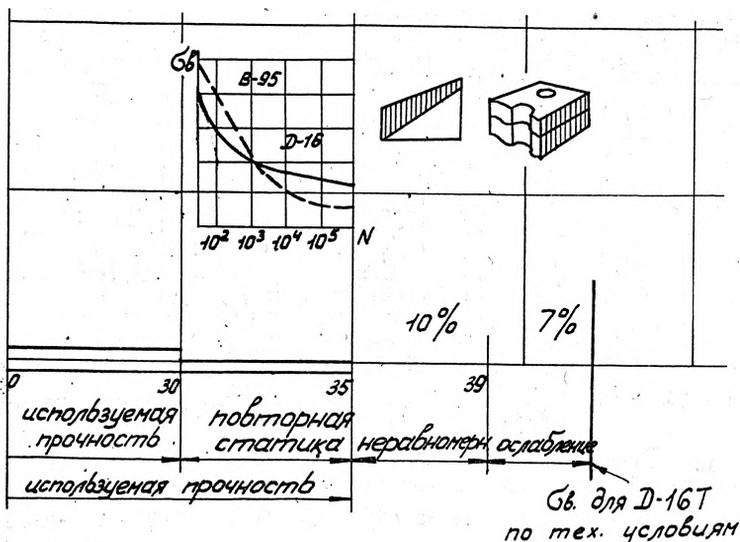


Рис.16. Использование прочности материала на растяжение

На рис.17, где сравниваются вес сборной обшивки из трех листов постоянного сечения и вес монолитного листа переменного сечения, видно, что для сборной конструкции КИПМ равен 0,62, а для монолитной он равен 0,87.

При оценке по рис.16 мы рассчитывали КИПМ на основе средних расчетных напряжений по отношению к пределу прочности, т.е. учитывали только основную часть конструкции, проектируемую непосредственно по расчету на прочность, а при оценке по рис.17 уже исходили из веса конструкций, правда, без учета веса самих деталей соединений (крепеза) в отношении к теоретическому необходимому в соответствии с пределом прочности материала.

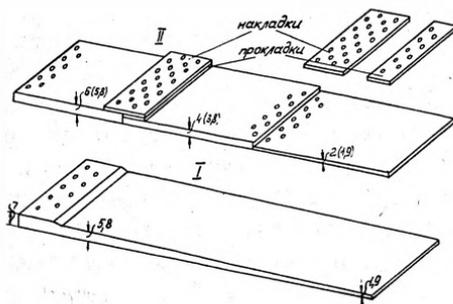


Рис. 17. Использование прочности материала в сборной и монолитной конструкции обшивки, работающей на растяжение:

I - монолитная конструкция, КИПМ = 0,87; II - сборная конструкция из листов постоянной толщины, КИПМ = 0,62 (цифры в скобках - толщина, необходимая по расчету)

Вообще говоря, расчет КИПМ, в особенности для деталей сложной формы, представляет собой достаточно трудную задачу. В первом приближении можно рассчитать КИПМ на основе проверочных расчетов прочности детали. В этих расчетах по основным расчетным сечениям обычно даются избытки прочности, т.е. величины, обратные КИПМ. Принимая напряжения нерасчетных сечений в каком-то постоянном проценте от среднего напряжения по расчетным сечениям, например 70%, можно грубо рассчитать (по весу отдельных элементов и установленным в них напряжениям) средневзвешенное напряжение и по нему определить средний КИПМ детали. Понятно, что, разделив расчетный вес детали на КИПМ, мы получим теоретически возможный вес конструкции и таким образом сможем оценить весовое качество конструкции. Необходимо заметить, что определение коэффициента использования прочности материала таит в себе большие возможности снижения веса за счет улучшения весового качества конструкции. Это тем более важно, что существующая практика оценки весового качества конструкции по существу ограничивается только учетом выполнения лимита по весу. В то же время лимиты по весу чаще всего назначаются на основе статистической оценки прошлого опыта и тем самым "увечковечивают" все то недоиспользование прочности материала, которое имело место в прошлых конструкциях. Однако в данном

курсе нам достаточно определения КИПМ для анализа технологических возможностей его повышения.

До сих пор рассматривалось влияние технологии на вес конструкций, определявшийся номинальными размерами деталей. Фактически все размеры в производстве выполняются с какими-то отклонениями от номинальных размеров, и, следовательно, средний вес конструкции будет колебаться в сторону увеличения или уменьшения от номинальной в зависимости от того, какие отклонения размеров будут статистически преобладать. Условимся в дальнейшем, что, говоря о плюсовых и минусовых отклонениях номинальных размеров, мы будем подразумевать только размеры "тела" детали и поэтому сможем истолковать их как соответствующие отклонения веса, т.е. если размер получил плюсовое отклонение в сторону увеличения тела, соответственно увеличился вес, и наоборот, при отклонении размера на минус вес будет уменьшаться. Таким образом, отклонение веса конструкции самолета будет зависеть от того, какой характер будут иметь отклонения всех отдельных деталей, входящих в конструкцию. Однако ввиду огромного количества входящих в самолет элементов, имеющих случайные отклонения, можно заранее сказать, что отклонения веса самолета в целом будут иметь закон распределения, близкий к нормальному.

Большое количество статистических исследований распределения отклонений размеров при их исполнении различными технологическими процессами совершенно четко показало следующее. Во-первых, огромное большинство технологических процессов создает отклонения от заданных размеров, в основном подчиняющиеся нормальному закону распределения. Во-вторых, там, где задается исполнение номинальных размеров, центр кривой распределения смещается в сторону плюсовых отклонений. Последнее объясняется тем, что в производстве, в том числе при настройке автоматического процесса и при изготовлении оснастки, исполнители всегда стараются направить процесс в сторону плюсовых отклонений, в большей степени гарантирующих от непоправимого брака, чем минусовые отклонения (опасность "зарезать" деталь). В качестве иллюстрации приведенных положений можно привести рис.18-20, из которых ясно видно, что даже при фрезеровании на станках с программным управлением имеет место четкое смещение центра распределения в сторону плюсовых отклонений (это следствие субъективного влияния наладок так называемой установки на "0" в начале фрезерования).

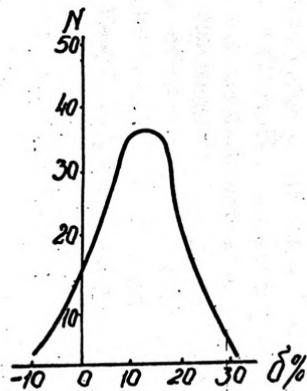


Рис.18. Распределение отклонений толщин горячих штамповок

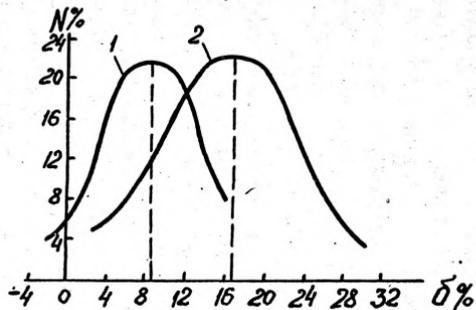


Рис.19. Распределение отклонений толщин литых деталей:
1 - точное стальное литье;
2 - магниевое литье в землю

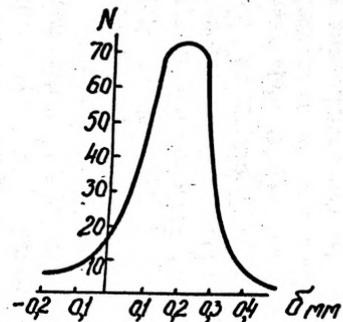


Рис.20. Распределение отклонений толщин при фрезеровании на станках с ЦУ

В меньшей степени эти явления сказываются и на размерах большинства полуфабрикатов, так как там действуют те же причины. Кроме того, на металлургических заводах при планировании производства по весу создается возможность перевыполнения плана за счет в основном плюсовых отклонений. Таким образом, можно установить, что возможный привес конструкции при ее изготовлении по номинальным размерам зависит, с одной стороны, от смещения центра распределения отклонений в сторону плюсовых и, с другой стороны, от величины допуска и точности процесса.

Если установлено количественное смещение центра распределения размера A , например, на величину δ (плюс), то проще всего или изменить соответственно номинальный размер — вместо размера A взять размер $A_1 = A - \delta$, или установить соответственно несимметричные отклонения, в лучшем случае только минусовые, т.е. перейти от допустимых отклонений $\pm \Delta$ к несимметричным $+ \Delta_1 = 0$ и $- \Delta_1 = 2 \Delta$.

Второй вариант, с минусовым только отклонением внутри общего допуска, является, конечно, оптимальным по весу, если по требованиям прочности можно допустить такое минусовое отклонение. Очевидно, что для деталей и их элементов с малой величиной КИПМ это более удобно, чем для деталей с большим КИПМ.

В многолетней практике самолетостроения есть очень убедительный пример применения допусков только с минусовыми отклонениями. Исторически сложилось так, что листы авиационных алюминиевых сплавов делают только с минусовыми отклонениями, что приводит в среднем к уменьшению номинальной толщины на 5%, а толщины тонких листов — до 10%. Кроме того, до последнего десятилетия в самолетостроении применяли в основном плакированные листы, у которых практически неработающая плакировка занимает по толщине от 3 до 10%. Несмотря на столь существенное ослабление листа против номинальных размеров автор не знает в истории самолетостроения случаев разрушения в эксплуатации или во время статиспытаний по этой причине независимо от фактического КИПМ. Это обстоятельство дает нам возможность утверждать с точностью, достаточной для инженерного применения, что даже при высоких значениях КИПМ можно применять для всех деталей, изготовленных разными технологическими процессами, минусовые отклонения на уровне минимальных отклонений и реальной толщины плакировки листов алюминиевых сплавов соответствующей толщины (см. таблицу).

Т а б л и ц а

Допуски на толщину плакированных листов из алюминиевых сплавов, минимальная и фактическая толщина их плакировки*

Толщина листов (номинал)	Допуски на толщину	Минимальная толщина плакировки по АМТУ		Фактическая толщина плакировки		Суммарное ослабление листа (допуск+фактическая плакировка)	
		мм	%	мм	%	мм	%
1	2	3а	3б	4а	4б	5	(2+4б)
0,5-0,8	-0,13	8	-0,04	10	-0,05	36	-0,18
	-0,18		-0,064		-0,08		32,5
1,0-1,9	-0,20	8	-0,08	10	-0,10	30	-0,30
	-0,27		-0,152		-0,19		22,5
2,0-3,9	-0,28	4	-0,08	8	-0,16	22	-0,44
	-0,36		-0,156		-0,312		17,2
4,0-5,9	-0,37	4	-0,16	8	-0,32	17,2	-0,69
	-0,38		-0,236		-0,472		14,5
6,0-7,9	-0,40	4	-0,24	10	-0,6	16,7	-1,0
	-0,44		-0,316		-0,79		15,6
8,0-10,0	-0,45	4	-0,32	10	-0,8	15,6	-1,25
	-0,50		-0,40		-1,0		15,0

* Допуски на толщину взяты наибольшие (для максимальной ширины листов).

Условно разделив все детали конструкции на две группы с КИПМ от 1,0 до 0,6 и с КИПМ от 0,6 и менее, видимо, можно будет создать систему допусков (помимо обычных допусков и посадок по ГОСТу двух разных групп.

В первой группе с большим КИПМ для всех процессов назначается максимально достижимая в серийном производстве точность, отклонения распределяются на минус в соответствии с таблицей на уровне суммарного ослабления листов соответствующей толщины, и остальная часть точности процесса определяет плюсовое отклонение.

Для второй группы деталей с малым КИПМ берется экономически целесообразная точность технологических процессов, и весь допуск на изготовление детали в соответствии с указанной точностью определяет только минусовое отклонение.

До разработки и отладки четкой системы определения КИПМ можно, видимо, поручить прочнистам устанавливать, в какую группу надо зачислять данную деталь, указав эту группу на чертеже. Надо учесть, что допуски на критические толщины элементов можно, кроме того, назначать в соответствии с классами точности и посадками ГОСТа, задавая тем самым вид необходимой обработки. В этой системе на чертеже какой-либо детали отдельные ее размеры могут исполняться по допускам ГОСТа, а остальные, отнесенные к первой или второй группе КИПМ, будут использоваться в соответствии с точностью и распределением отклонений.

Как указано ранее, для многих технологических процессов, в том числе и для фрезерования, точность технологических процессов по исполнению толщин полотна и ребер иногда настолько мало зависит от их размеров, что ее можно в первом приближении принять независимой от толщины.

Учет реальных возможностей точности технологических процессов может сильно повлиять на выбор типа конструкции. Например, для группы I, если рассматривать панель крыла достаточно простой конструкции, без местных усилений под вырезы и местные нагрузки, со сборными стыками, то грубо можно считать, что монолитная конструкция вафельного типа (т.е. с продольным и поперечным набором, выполненным как одно целое с обшивкой) может быть легче клепаной сборной из листов конструкции с гнутыми профилями на 8-15%. Однако, если считать, что точность фрезерования обшивки и ребер монолитной конструкции будет независима от их толщины и равна, скажем, 0,5 мм, из которых 0,2 мм можно будет в соответствии с ранее изложенным отнести в минусовые отклонения, а 0,3 мм останется как

плюсовое отклонение, при этом центр распределения отклонений будет примерно +0,15 мм, а для листовой конструкции центр отклонений будет смещен соответственно на -0,1 мм, то можно (рис.21) грубо определить, при каких мини-

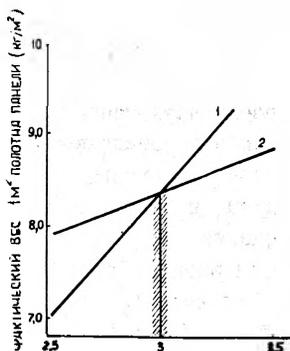


Рис.21. Зависимость фактического веса панелей от толщины обшивки:

1 — сборноклепаных; 2 — монолитных фрезерованных (расчет сделан исходя из точности механической обработки 0,4 мм и смещения центра распределения толщин на 0,2 от номинала)

мальных толщинах ребер монолитная конструкция из-за привеса от механической обработки станет более тяжелой, чем сборная из листов с минусовыми допусками. Для общей ориентировки можно принять следующие средние привесы для некоторых полуфабрикатов и видов обработки.

Листы

алюминиевые сплавы	-4%
углеродистые легированные стали	-1%
нержавеющие стали	+3%
титан	+4%
никелевые сплавы	+4%

Профили и панели прессованные

профили тонкие	+4%
профили толстые	+2%
панели прессованные	+8%

Горячие штамповки

мелкие и средние	+9%
крупные	+13%

Литье в землю

среднее	+15%
крупное	+20%
точное мелкое и среднее	+8%

Обработка до толщины 2-4 мм

фрезерование ручное	+8%
фрезерование на станке с программным управлением	+6%
химическое травление обычное	+5%
химическое травление горизонтальное с регенерацией раствора	+2%

Т е м а 6. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ СВЯЗИ КОНСТРУКЦИЙ С ТЕХНОЛОГИЕЙ СБОРКИ

В начале этой темы необходимо указать на основные особенности самолета как объекта производства:

- а) сложные формы, не могущие быть заданными обычной простановкой размеров;
- б) большие размеры агрегатов и многих деталей;
- в) многодетальность конструкции;
- г) сравнительно малая жесткость отдельных деталей, узлов и подборок;
- д) сравнительно небольшая точность изготовления входящих деталей;
- е) высокий уровень требуемой точности поверхности агрегатов и отдельных элементов конструкций;
- ж) малая серийность и очень большое количество изменений и модификаций.

Перечисленные особенности вызвали к жизни специальную отрасль технологии машиностроения – технологию самолетостроения и наложили особый отпечаток на технологию сборки в самолетостроении.

Эти же особенности существующих конструкций самолета и их производства привели к тому, что все виды сборочных и монтажных работ занимают в общем объеме затрат труда в серийном самолетостроении около 50% и сравнительно мало (в сопоставлении, например, с механической обработкой) механизированы и автоматизированы. Это обстоятельство является одной из главных причин того, что доля ручных работ в самолетостроении очень велика и достигает часто 60% всей трудоемкости. Для сравнения можно указать, что в такой классической отрасли машиностроения, как, например, станкостроение, сборочные работы занимают только 20% общей трудоемкости при очень высокой точности изделия.

Для того чтобы разобраться в причинах такого большого объема сборочных работ в самолетостроении, надо проанализировать существо и технику их выполнения.

Самолет, как и многие другие машины, состоит из многих деталей. Если детали изготовлены, а машина собрана из них по чертежам, то получается именно та машина, которую задумал конструктор. Почему же все детали занимают свои места, а их размеры, сложенные при сборке, дают нужные суммарные размеры? Самолет – большая ма-

шина, он имеет очень сложные криволинейные поверхности, однако все детали, правильно изготовленные, обеспечивают с большой точностью образование его сложной поверхности. Очевидно, это происходит прежде всего за счет того, что при проектировании, подготовке производства и в технологических процессах изготовления и сборки предусматривается достаточно точная увязка всех форм и размеров изделия с входящими в него узлами и деталями.

Ясно, что заранее увязать формы и размеры изделия можно только в том случае, если они тем или иным методом могут быть заданы. Практически в самолетостроении до последнего времени использовались три метода задания и увязки форм и размеров:

- 1) с помощью размеров, увязываемых в процессе конструирования;
- 2) с помощью взаимоувязываемых в процессе подготовки эталонов (шаблонов, макетов и т.п.);
- 3) с помощью эталонов, увязываемых на самом изделии в процессе производства первых изделий (например, эталоны трубопроводов, жгутов электропроводки и т.п.).

По первому методу с помощью размеров задаются и увязываются в процессе конструирования в основном простейшие формы, состоящие из плоскостей, цилиндрических и конических поверхностей. Такие формы деталей могут воспроизводиться с заданной точностью повторения размеров на обычном универсальном оборудовании (например, токарные, фрезерные, строгальные станки), обязательным условием является достаточная жесткость деталей.

Стандартизация, в частности диаметральных размеров, позволяет изготавливать соответствующие детали в пределах стандартных отклонений с помощью предельных калибров, т.е. может быть обеспечено производство деталей с заданными допусками и посадками. Иногда задаются более сложные поверхности; в этом случае их задают главным образом на основе математических функций, параметры которых определяются соответствующими размерами (например, эвольвентные поверхности зубьев и шестерен). Для воспроизводства таких поверхностей деталей создаются специальные станки, кинематика которых при настройке на заданные размерные параметры позволяет с необходимой точностью изготавливать эти поверхности (например, эвольвентные поверхности при шлифовке зубьев). В этом случае такие поверхности обычно стандартизируются по своим размерам (например, модули шестерен), что позволяет сравнительно просто перенастраивать станки со специальной кинематикой.

По второму методу размеры и формы поверхностей определяются рядом сечений, каждое из которых задается через определенные интервалы ординатами образующих их точек либо непосредственно, либо с помощью математических функций, имеющих параметры этих точек. По этим размерам в большинстве случаев не изготавливаются сами детали, а сначала изготавливаются эталоны сечений, образующих их поверхность (например, шаблоны) или эталоны самих поверхностей (например, макеты поверхностей). С момента изготовления и утверждения эталонов дальнейшее воспроизводство таких поверхностей осуществляется только по ним, а чертеж в той части, в которой по точкам были заданы размеры и форма сечений поверхностей, не используется в самом воспроизводстве поверхностей. По этому методу вся подготовка производства и технологические процессы производства применяются в той или иной форме способы копирования эталонов, которые, таким образом, играют роль физических носителей форм и размеров.

Способы копирования могут быть самыми различными, например:

а) изготовление по эталонам штампов, прессформ, кокилей, которые образуют сложные поверхности (например, при горячей или холодной штамповке, прессовании, отливке и т.п.);

б) изготовление по эталону режущего фасонного инструмента (например, фасонные фрезы, резцы, абразивы), который образует форму сложных поверхностей изделия при обработке;

в) изготовление по эталонам (шаблонам, макетам и т.п.) сборочной оснастки, которая ориентирует в производстве при сборке входящие детали и узлы, образующие или связанные со сложными поверхностями. При этом методе увязки необязательна, как это будет далее показано, достаточная жесткость деталей, они могут быть и упругими.

Третий метод задания форм и размеров используется в тех случаях, когда точность изготовления элементов конструкции и их монтажа сравнительно невелика, элементы маложестки, собираются в пределах упругих и иногда пластических деформаций, и задание их формы первыми двумя методами нецелесообразно или невозможно. Типичными примерами являются жгуты электропроводок и ряд нежестких трубопроводов. В этом случае изготавливается достаточно точное целое изделие, на нем "по месту" подгоняются эталоны будущих элементов конструкций, становящиеся после утверждения физическими носи-

телями форм и размеров, по которым изготавливается рабочая и контрольная оснастка.

В большинстве других отраслей машиностроения используется в основном первый метод, который в дальнейшем будем называть методом размерного задания форм и размеров и их увязки, сокращенно — методом размерной увязки (часто его называют машиностроительным методом).

Значительно менее широко в машиностроении применяется второй метод, который в дальнейшем будем называть методом задания форм, размеров и их увязки с помощью эталонов, или сокращенно эталонно-шаблонным методом.

Третий метод, применяемый в машиностроении для тех же целей, что и в самолетостроении, будем называть методом эталонирования "по месту".

Самолетостроение отличается от большинства других отраслей машиностроения очень широким применением эталонно-шаблонного метода, с помощью которого в той или иной мере задаются формы и размеры более половины всех деталей, узлов, подборок и почти всех агрегатов планера. Эта особенность потребовала, с одной стороны, специальных способов подготовки производства, а с другой, в связи со сложными формами, чрезвычайно затруднила обеспечение взаимозаменяемости в производстве и эксплуатации. Необходимо отметить, что в последние годы в связи с развитием станков, а также другого оборудования с программным управлением появились довольно широкие возможности отказа от эталонно-шаблонного метода, однако в связи с тем, что накопленный опыт еще недостаточен и ограничен в основном механической обработкой, говорить об этом методе задания форм, размеров и их увязки еще рано. Видимо, через несколько лет можно будет сформулировать основы и этого метода.

На основе эталонно-шаблонного метода в самолетостроении применяются:

- а) плазово-шаблонный способ построения и увязки сечений и пространственных форм;
- б) эталонно-макетный способ построения и увязки пространственных форм.

Поскольку плазово-шаблонный способ дает возможность задать плоские сечения форм и провести их увязку, он применяется совместно с чертежным оформлением конструкций, где все соответствующие

формы и размеры и их увязка между собой обозначаются ссылкой на "обводы с плаза", а проставляются только размеры, эквидистантные внешним обводам, размеры, определяющие расстановку соединений, эквидистантных обводам, и некоторые другие размеры, связанные с обводами. Формы и размеры элементов конструкции, которые можно однозначно определить только размерами и координацией положения по отношению к основным строительным осям, задаются на чертеже соответствующими размерами, т.е. с использованием размерной увязки (рис.22).

Таким образом, в чертежах одновременно могут существовать элементы, форма и размеры которых определяются как размерной, так и эталонно-шаблонной увязкой. Их взаимная увязка определяется общими для обоих методов строительными осями изделия.

В то же время в чертежах может быть ссылка на увязку с эталонами, увязываемыми в производстве, однако возможная их размерная увязка не может быть достаточно точно выполнена во вновь выпускаемых чертежах, служивших только для создания "заготовки" будущих эталонов, поэтому обычно такие размеры заключаются в рамки (иногда также заключаются в рамки и другие размеры, уточняемые в процессе эталонно-шаблонной увязки).

Идеальный процесс сборки состоит из правильной взаимной установки собираемых элементов и их соединения между собой в конструкцию, без подгонки и доработки деталей в процессе сборки. Если любой экземпляр из изготовленных элементов может быть собран с другими в процессе такой идеальной сборки и функционирование конструкции будет обеспечено в пределах технических условий, то партия этих деталей будет обладать свойством взаимозаменяемости, а сама сборка будет называться сборкой на базе полной взаимозаменяемости.

Полная взаимозаменяемость (полная Вз.) обеспечивается соответствующей конструкцией, методом увязки форм и размеров и высоким уровнем точности производства. Значение полной Вз. весьма велико как в сфере производства, так и в сфере эксплуатации. Полная Вз. позволяет заменить в эксплуатации при необходимости одни элементы другими без применения обработки соединяемых поверхностей и с сохранением свойств конструкции в пределах технических условий (ТУ).

Полная Вз. существенно сокращает расходы в эксплуатации и позволяет увеличить полный (технический) ресурс и надежность кон-

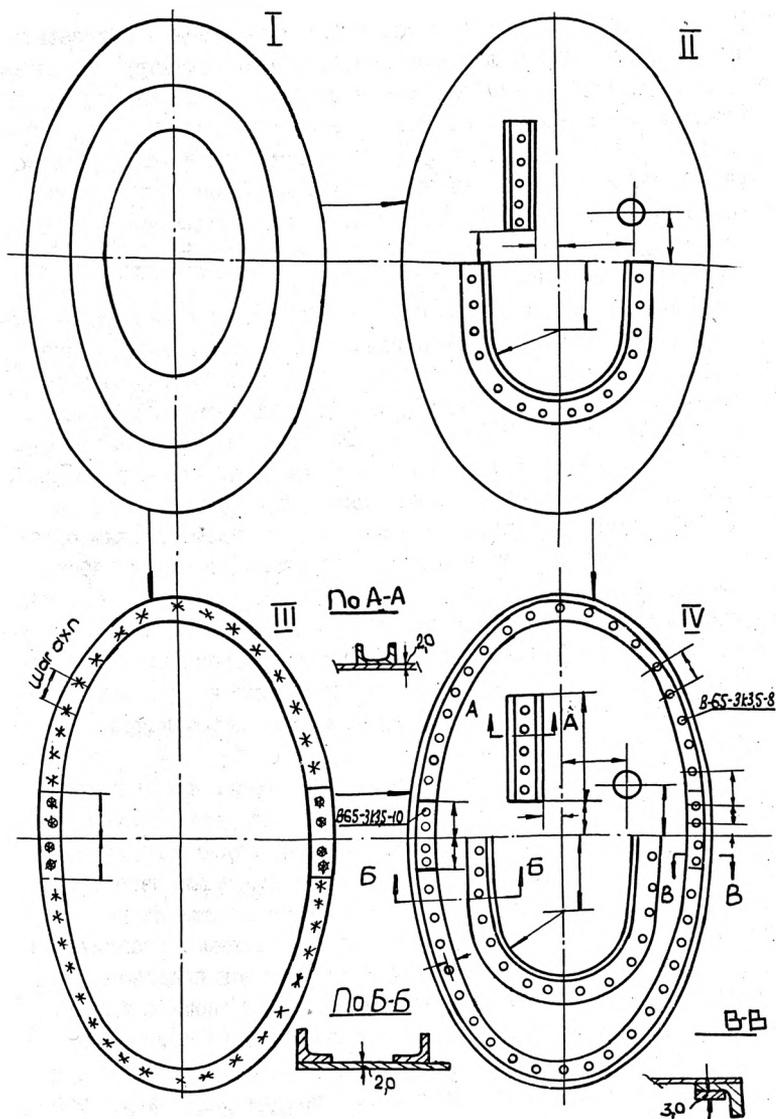


Рис.22. Использование теоретических баз, контуров и осей при конструировании элементов, вписывающихся в плоское сечение: I - теоретические обводы с плаза; II - базирование и образмеривание деталей под сборки от осей; III - базирование и образмеривание деталей от теоретического обвода; IV - совмещение баз на чертеже

струкции. В то же время полная Вэ. может существенно обеспечить улучшение (модернизацию) конструкции, если модернизируемые элементы конструкции будут взаимозаменяемы с элементами старой конструкции. Таким образом, Вэ. может быть обеспечена и между элементами изменяющейся конструкции. В этом случае можно улучшить качество конструкций самолетов, находящихся в эксплуатации, без сложных работ по замене, что чрезвычайно важно в самолетостроении, где весь парк эксплуатируемых самолетов непрерывно модернизируется за счет местных изменений конструкции.

В производстве значение полной Вэ. еще более существенно. Общие затраты труда в производстве резко снижаются при увеличении номенклатуры взаимозаменяемых деталей. Основная часть снижения трудоемкости происходит за счет существенного уменьшения объема сборочных работ при некотором увеличении объема работ по изготовлению деталей. Не менее важно то, что сокращение сборочного времени происходит в основном за счет сокращения ручных работ на сборке, а рост затрат на изготовление деталей идет главным образом за счет более механизированных и автоматизированных работ. Таким образом, в производстве увеличение объема взаимозаменяемых деталей приводит к общему снижению трудоемкости и улучшению структуры производства, проявляющемуся в снижении объема ручных работ и в увеличении объема механизированных и автоматизированных работ. С повышением Вэ. на производстве изделие становится качественно более стабильным и надежным.

Учитывая изложенное, нужно стремиться к тому, чтобы в конструкции самолета как можно больше деталей были взаимозаменяемыми, в производстве (в пределах экономической эффективности) максимальное число взаимозаменяемых деталей конструкции изготовлялось бы методами, обеспечивающими Вэ., а в эксплуатации ремонт самолета обеспечивался взаимозаменяемыми запчастями. Практически эти мероприятия в самолетостроении осуществляются пока недостаточно, следствием чего являются значительные трудоемкость и затраты ручного труда в производстве и очень большие затраты на ремонт в эксплуатации. Основная причина этого в том, что в сборочных процессах помимо взаимной установки (координации) и соединения собираемых элементов в очень большом объеме приходится проводить еще подгонку и доработку деталей. Обычно понятие подгонки

достаточно расплывчато и включает в себя все работы по сборке, кроме взаимной установки деталей и их соединений.

Для правильного понимания процесса сборки и изготовления деталей необходимо четко представить себе, что в сборочный процесс, вообще говоря, можно перенести некоторую часть процесса изготовления деталей, т.е. дорабатывать детали в процессе сборки, например после того, как они взаимно установлены, сверлить в них отверстия, производить запилровку их поверхности и т.п. В то же время часто бывает необходимо оставить в процессе изготовления припуски на деталях, чтобы за счет их обработки в процессе сборки правильно установить их друг относительно друга. На схеме I (рис.23) видно, что установить дет.4 в проем между дет.1 и 3 можно только сняв в процессе сборки (по месту) припуск на дет.4.

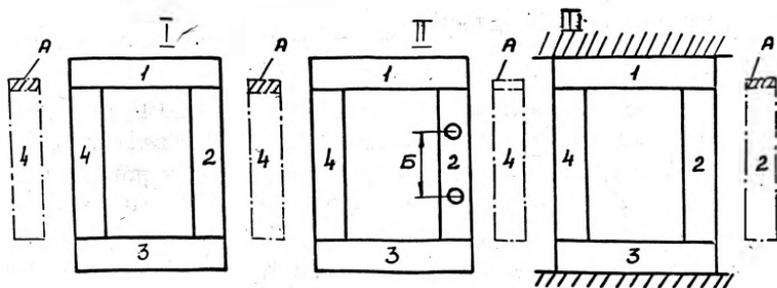


Рис.23. Схемы сборки:

I - подгонка элемента 4 к собранным до этого элементам 1, 2 и 3; II - доработка при сборке, сверление двух отверстий в элементе 2 после сборки; III - сборка от внешних баз, требующая подгонки элементов 2 и 4

Таким образом, до этой припилочки в процессе сборки детали нельзя правильно установить друг относительно друга. Используя этот пример, сформулируем понятие подгонки: подгонка - это изменение форм и размеров деталей при сборке с целью достижения их правильной взаимной установки.

Если в дет.2 на схеме II (рис.23) в процессе сборки засверлить еще два отверстия, то, очевидно, задачи взаимной установки деталей не изменятся и эта операция (сверление двух отверстий) просто окажется перенесенной по каким-то соображениям из процесса изготовления деталей в процесс их сборки. Тогда мы будем считать, что производится не подгонка деталей, как в первом случае, а доработка деталей при сборке, и сформулируем понятие доработки:

доработка - это изменение форм и размеров деталей при сборке, не влияющее на их взаимную установку.

Исходя из изложенного можно установить, что в общем случае сборочный процесс состоит из четырех составляющих:

1. Подгонка элементов для обеспечения правильной их взаимной установки.

2. Взаимная установка (координация) собираемых элементов.

3. Соединение элементов конструкции.

4. Доработка деталей в процессе сборки.

Если обозначить трудоемкость всего сборочного процесса как

$T_{сб}$, то

$$T_{сб} = T_{п} + T_{к} + T_{с} + T_{д},$$

где $T_{п}$ - трудоемкость подгонки;

$T_{к}$ - трудоемкость взаимной координации;

$T_{с}$ - трудоемкость соединения;

$T_{д}$ - трудоемкость доработки.

Тогда для определения качества технологического процесса сборки можно использовать понятие коэффициента взаимозаменяемости представляющего собой отношение трудоемкости сборки при полной V_z к фактической трудоемкости сборки.

Напомним, что при полной V_z сборка состоит только из взаимной установки элементов с трудоемкостью $T_{к}$ и соединения элементов $T_{с}$, а фактическая трудоемкость технологического процесса сборки включает в себя подгонку или доработку или и то и другое.

Обозначив трудоемкость сборки на базе полной V_z через $T_{вз}$, можно написать $T_{вз} = T_{к} + T_{с}$ и $K_{вз} = \frac{T_{вз}}{T_{сб}}$, откуда видно, что $K_{вз} \leq 1$ и только в случае отсутствия подгонки и доработки, т.е. при полной взаимозаменяемости, $K_{вз} = 1$.

Коэффициент V_z можно определить из подробного технологического процесса с достаточно детализированными нормами времени, однако, поскольку затраты на подгонку существенно зависят от качества изготовления собираемых элементов, то более надежно определить его методом контрольных сборок.

Метод контрольных сборок заключается в том, что сначала производится обычная сборка, включающая в себя подгонку и, если нуж-

но, доработки, и устанавливается время, затраченное на нее, — $T_{\text{сб}}$. Затем собранная конструкция разбирается, собирается вновь из уже подогнанных и доработанных деталей и вновь устанавливается время. В этом случае, так как подгонка и доработка уже не производятся, можно с достаточной точностью считать, что вторичная сборка включает в себя только время на взаимную установку и соединение деталей, т.е. $T_{\text{вз}}$. Тогда определим

$$K_{\text{вз}} = \frac{T_{\text{вз}}}{T_{\text{сб}}}.$$

Метод контрольных сборок является одним из самых действенных средств для анализа состояния взаимозаменяемости и для разработки мероприятий по ее увеличению. Однако практически этот метод применяется чрезвычайно редко из-за неправильно понимаемых соображений экономии (нужно некоторое количество изделий собрать дважды).

Практически коэффициент взаимозаменяемости $K_{\text{вз}}$ на сборке агрегатов планера часто имеет величину от $K_{\text{вз}} = 0,10 + 0,3$, а на механосборке, например механизмов шасси и гидравлики, $K_{\text{вз}} = 0,5 + 0,7$.

В производстве самолетов очень часто бывает необходимо обеспечить возможность сборки деталей без подгонки и доработки даже при наличии неразъемных видов соединений, например клепки, сварки, склейки. В этом случае возможность замены в эксплуатации исключается, однако все преимущества взаимозаменяемого производства остаются. В прямом смысле слова взаимозаменяемость уже невозможна и правильнее применять термин "взаимособираемость", обозначающий возможность сборки изготовленных деталей из любых партий, без применения подгонки и доработки, но с неразъемным их соединением (конечно, при обеспечении требуемого функционирования конструкции).

Точно так же, как и полная $V_{\text{з}}$, полная взаимособираемость ($V_{\text{с}}$) сравнительно редко обеспечивается в производстве, и реальное качество технологических процессов производства сборной конструкции определяется в случае неразъемных соединений коэффициентом взаимособираемости

$$K_{\text{вс}} = \frac{T_{\text{вс}}}{T_{\text{сб}}},$$

так же, как $K_{\text{вз}}$ при разъемных соединениях.

Часто используемый термин "неполная взаимозаменяемость" на самом деле может быть применен к любому случаю сборки, кроме

сборки в условиях полной Вэ. Неопределенность термина "неполная Вэ." привела, например, к тому, что часто в согласованных с заказчиком ведомостях взаимозаменяемых конструкций можно встретить и такие "перлы": "Зализы крыла с фюзеляжем – взаимозаменяемы, с подрезкой по контуру и сверлением крепежных отверстий по месту". Поэтому автор считает нецелесообразным дальнейшее применение термина "неполная Вэ."

Очевидно, что коэффициент взаимозаменяемости может служить четким измерителем качества всего производства какой-либо сборной конструкции.

Так как в эксплуатации практически очень часто Вэ. осуществляется за счет применения деталей ремонтного назначения, с размерами, учитывающими износ и доработку в эксплуатации, то, видимо, следует ввести следующие понятия:

а) производственная Вэ., объединяющая разобранные нами понятия Вэ и Вс;

б) эксплуатационная Вэ.; объединяющая в себе как обычное понятие Вэ, так и Вэ с применением специальных ремонтных элементов, учитывающих в своей конструкции как износ в эксплуатации, так и припуск на доработку и подгонку при замене.

В дальнейшем мы будем говорить о Вэ., подразумевая производственную Вэ., а говоря об эксплуатационной Вэ., будем обозначать ее Вэ.э.

Из изложенного видно, что в отличие от всех процессов изготовления деталей сборочные процессы имеют достаточно четкое предельное (по качеству) состояние в виде полной Вэ., поэтому возможна оценка их качества (в том числе практически методом контрольных сборок) по отношению к предельному, что дает в руки технологов и организаторов-экономистов мощное средство по управлению качеством сборочного производства и производства в целом.

К сожалению, в этом направлении работа почти не ведется, поэтому необходимо поставить задачи как перед исследователями, так и перед технологами и производственниками о резком расширении работ по определению качества процессов сборки и производства и о глубоком анализе возможностей его улучшения.

Разберем техническое содержание основных элементов сборочных работ: взаимной установки деталей, соединения, подгонки и доработки. Подробный разбор типов и конструктивно-технологических

особенностей различных соединений будет дан в специальной теме конспекта.

Если начать со взаимной установки (координации) деталей (узлов, подборок), то в первую очередь необходимо отметить необходимость определенных баз сборки (сборочных баз).

Несколько слов о понятии "сборочные базы". Сборочной базой называется совокупность поверхностей, линий и точек детали (подборки, узла, сборочной оснастки), по отношению к которым устанавливаются другие детали (подборки, узлы).

В процессе конструирования и увязки форм и размеров деталей (узлов, подборок) увязка производится от конструкторских баз. Конструкторской базой называется совокупность поверхностей, линий и точек, по отношению к которым ориентируются, по расчетам конструктора, детали (узлы и подборки) изделия. Базы могут быть теоретические - оси, теоретические контуры и поверхности - и физические - реальные поверхности, линии и точки.

В процессе конструирования для увязки взаимного положения форм и размеров элементов конструкции используют теоретические базы, а при сборке для установки деталей (подборок, узлов и отдельных поверхностей сборочной оснастки) в правильное положение друг относительно друга используют физические поверхности, в том числе условно принимаемые за оси (струнки, оптические лучи и т.п.) или точки (отверстия, перекрестия, разметки и оптические сетки, реперы и т.п.).

Из анализа рис.23 видно, что для сборки могут применяться как базы поверхности, находящиеся только в самих собираемых деталях (подборках, узлах, рис.23, I и II), так и от поверхностей, находящихся вне собираемых деталей (узлов, подборок), по которым базируются соответствующие поверхности собираемых деталей (узлов, подборок, рис.23, III). В первом случае сборка производится от внутренних баз, во втором - от внешних.

Так, например, при простейшей сборке втулки с шайбами, болтом и гайкой (рис.24) сборка деталей происходит на основе машиностроительной увязки их размеров и допусков от внутренних баз, т.е. от поверхностей самих собираемых деталей. При сборке нервюры с подкрепляющими профилями (рис.25) взаимная установка деталей происходит по поверхностям сборочных отверстий и соединяющих их болтов, т.е. также по внутренним базам. На рис.26 показана сборка нервюры

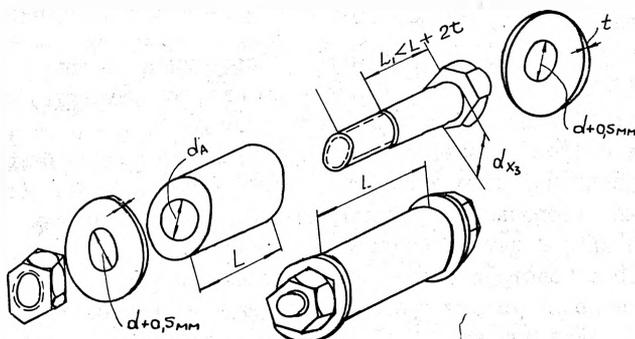


Рис.24. Сборка от внутренних баз

в приспособлении с использованием внешних баз. Очевидно, что правильная взаимная установка в пространстве отдельных шпангоутов, контуры которых должны задать с большой точностью контур будущего фюзеляжа, может быть произведена, как правило, от внешних баз, т.е. от соответствующих базовых поверхностей стапелей. Эти поверхности могут быть рубильниками, базирующими внешние поверхности нежестких по конструкции шпангоутов, или шпильками, базирующими по отверстиям точные по форме и жесткие по конструкции шпангоуты.

При выборе баз сборки в первую очередь надо учитывать, какие поверхности конструкции необходимо собрать с наибольшей точностью.

Если рассматривать самолет в целом, то требования к его точности и к точности различных элементов его конструкции можно классифицировать следующим образом. Во-первых, это требования точности внешних обводов, задаваемые аэродинамикой, во-вторых, требование обеспечения эксплуатационной и производственной взаимозаменяемости, в-третьих - требование точности размеров, обеспечивающих прочность и вес конструкции и, наконец, все остальные требования точности.

С позиций сборки наиболее существенны первое и второе требования. Первое требование связано с обеспечением исходных летных характеристик. Это важнейшее конструкторское требование к точности. Поверхность обводов является, наравне с основными осями, исходной базой увязки, а также задания форм и размеров всех основных агрегатов большинства подборок и деталей планера. Вторая группа требований обеспечивает, с одной стороны, важную эксплуатационную характеристику - взаимозаменяемость основных заменяемых

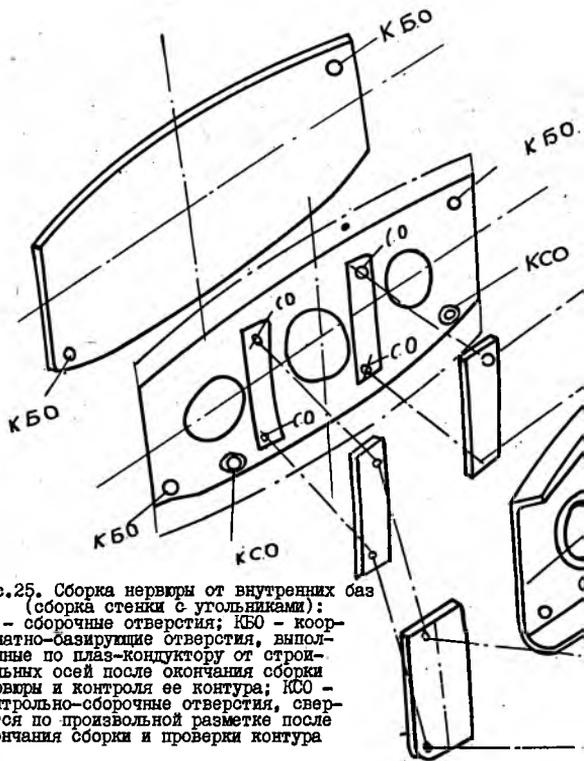
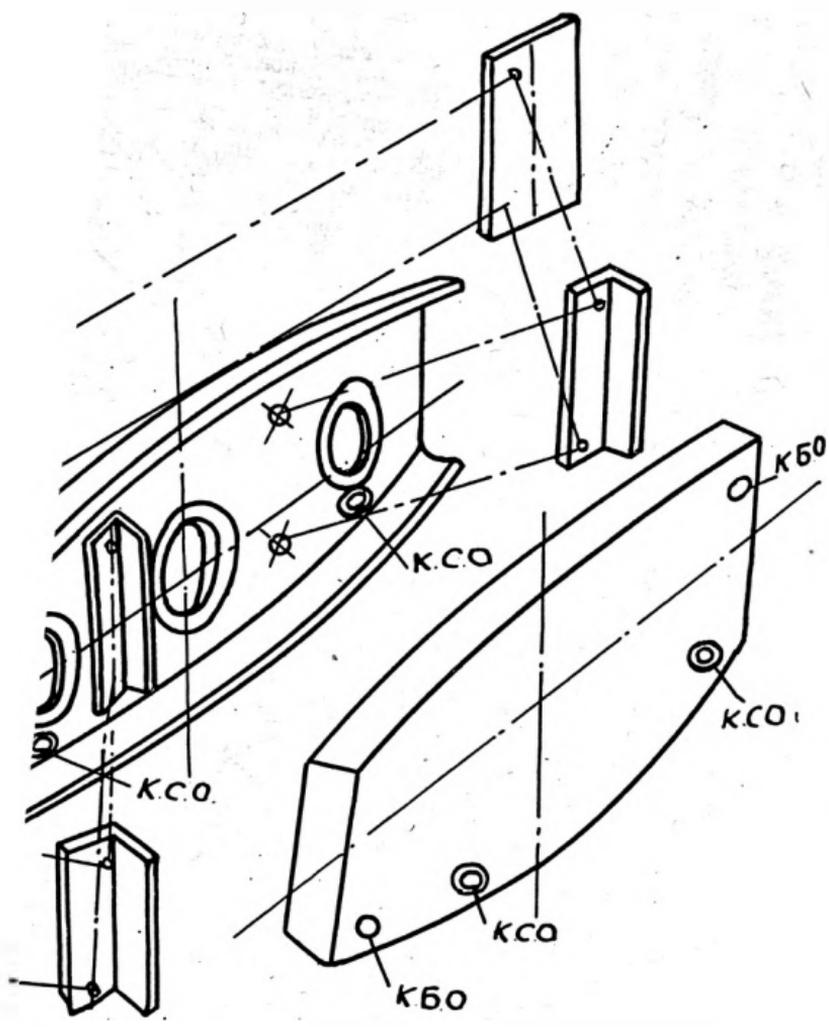
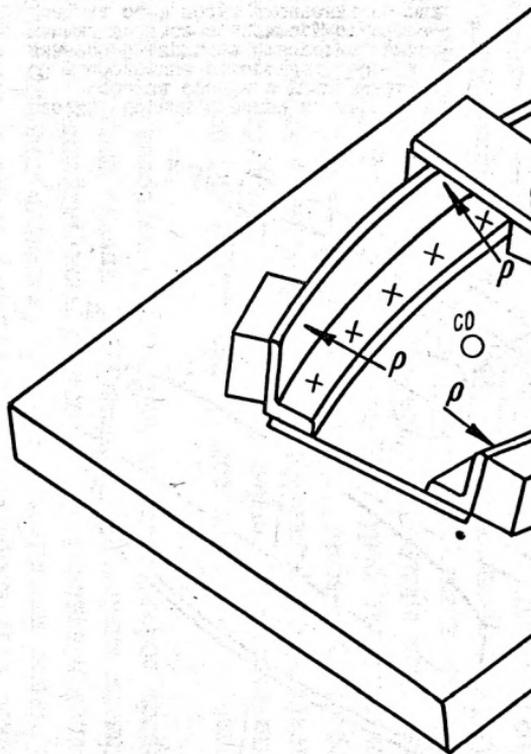


Рис.25. Сборка нерввы от внутренних баз (сборка стенки с угольниками):
 СО - сборочные отверстия; КБО - координатно-базирующие отверстия, выполненные по глаз-кондуктору от строительных осей после окончания сборки нерввы и контроля ее контура; КСО - контрольно-сборочные отверстия, сверлятся по произвольной разметке после окончания сборки и проверки контура





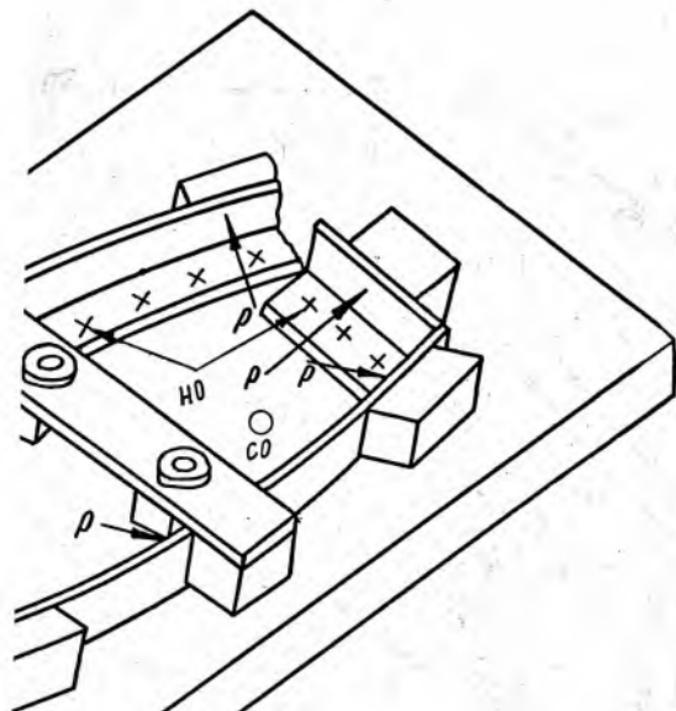


Рис.26. Сборка нервюры от внешних баз
 (сборка поясов со стенкой):
 CO - сборочные отверстия, используемые
 для фиксации стенки в приспособ-
 лении; HO - направляющие предваритель-
 ные отверстия в поясах нервюры или раз-
 метка их положения

элементов, а с другой стороны, как ранее показано, — совершенствование производства.

Одним из основных правил проектирования технологических процессов, в частности сборочных процессов и сборочной оснастки, является использование для получения наибольшей точности заданной поверхности собираемого агрегата (подборки, узла) единых конструкторских и технологических баз. Следовательно, если мы требуем высокой точности исполнения аэродинамических обводов, то, видимо, наибольшую точность сборки мы можем получить, объединяя конструкторские базы задания и увязки внешних поверхностей с технологическими базами сборки, определяющими точность этих поверхностей.

Проанализируем некоторые вопросы требуемой точности конструкции и возможной точности исполнения разных элементов конструкций.

Примем следующие близкие к реальным допуски на размеры форм внешних поверхностей агрегатов:

на размер 100 мм допуск 0,25 или относительная точность

$$\frac{0,25}{100} = 0,0025;$$

на размер 5000 мм допуск 2,5 мм или относительная точность

$$\frac{2,5}{5000} = 0,0005;$$

допуски на длины до 40000 мм 8 мм или относительная точность

$$\frac{8}{40000} = 0,0002, \text{ т.е. относительная точность выполнения геометрии форм агрегатов колеблется в пределах от } 0,0025 \text{ до } 0,0005 - 0,0002.$$

Если сравнить эти данные с точностью на валы по ГОСТу, то эти относительные точности находятся на уровне второго и выше класса класса точности ГОСТа.

В то же время точность технологических процессов, обеспечивающих выполнение форм агрегатов (например, холодная штамповка, агрегатная сборка), как правило, значительно ниже точности механической обработки, с помощью которой изготавливаются валы.

Если рассматривать конструкции агрегата, состоящие из листовых и профильных деталей и имеющие малую жесткость и малую точность изготовления, то с некоторой долей преувеличения можно сказать, что основной задачей технологии изготовления агрегатов такого типа является изготовление точных и жестких агрегатов из не-

достаточно точных и жестких деталей. Конструкции такого рода в настоящее время еще часто встречаются в легких самолетах и в отдельных агрегатах всех самолетов.

В последнее двадцатилетие широкое применение получили так называемые монолитные конструкции, которым у нас будет посвящена специальная тема. В этих конструкциях все чаще появляется возможность собрать агрегат из жестких и точных монолитных элементов, поэтому именно в последние десять-пятнадцать лет во всем мире происходит коренная перестройка технологических процессов агрегатной сборки и их оснащения. Для того чтобы правильнее понять существо этой перестройки, необходимо подробнее проанализировать существо подгоночных работ в разных вариантах конструкций.

Разделим условно все конструкции входящих в агрегат формообразующих элементов (деталей, узлов, подборок) на две группы с учетом технологии их изготовления: достаточно жесткие и точные и недостаточно жесткие и точные.

Под достаточно жесткими будем подразумевать такие элементы конструкции, которые могут сохранять формы и размеры не только под действием тяжести, но и от нормальных усилий, прикладываемых к ним в процессе сборки.

Недостаточно жесткие детали могут изменять свои формы и размеры как под действием тяжести, так и под действием усилий, прикладываемых к ним при сборке.

Достаточно точными будем называть формообразующие элементы конструкций, точность изготовления которых по формообразующим поверхностям достаточна для обеспечения при сборке агрегатов требуемой от них точности без подгонки этих поверхностей.

Соответственно группа недостаточно точных деталей будет требовать при сборке из них агрегатов каких-либо подгоночных работ по формообразующим поверхностям.

В принципе подгонка деталей (или других элементов конструкции) может осуществляться не только за счет съема металла тем или иным способом обработки (например, припиловка, совместное развертывание и т.п.) или пластического деформирования (подколотка, правка и т.п.), но также и за счет упругого деформирования собираемых элементов конструкции при сборке.

Если представить себе какой-либо не очень жесткий прямой стрингер большой длины и положить его на пол, он будет лежать

плоско. Однако если попробовать поднять его за один конец (рис.27), то почти всегда этот конец можно оторвать от пола на какую-то высоту, а остальная часть профиля будет прилегать плоско к полу. То же самое произойдет, если этот профиль точно отформовать (например, за счетгиба с обтяжкой): будучи уложен на пол, он при малой жесткости потеряет частично под действием тяжести заданную ему форму. При сборке такой профиль без прижатия его к формозадающим элементам не может сохранить под действием тяжести приданную ему ранее форму. В стапеле сборки такому профилю должны быть приданы одновременно соответствующее положение в пространстве (взаимная координация при сборке) и необходимая форма и точность. Для этого базирующие элементы стапеля делаются одновременно и формозадающими. Простейший пример — рубильник, к которому нежесткий элемент конструкции подтягивается тем или иным способом, например с помощью технологических болтов, откидных фиксаторов и т.п.

В практике сборки агрегатов часто встречаются случаи, когда устанавливаемый в стапель элемент конструкции настолько нежесток, что несмотря на то, что он должен иметь ту или иную форму, в стапель его ставят неформованным (например, плоские обшивки и панели, прямой профиль); и он приобретает нужную форму и точность только в результате прижима к формозадающему элементу оснастки.

Известно, что иногда, например для цилиндрической части транспортного самолета, обшивка соединяется со стрингерами в плоскую панель и при установке в стапеле сборки принимает нужную цилиндрическую форму за счет усилия прижима к рубильникам или к жесткому каркасу. Так, например, собирается цилиндрическая часть фюзеляжа самолетов "Локхид" С-140 и "Тристар".

После холодного формования обшивка, монолитные панели, профили нервюр, стрингеры и другие элементы за счет разброса свойств материала получаются, без ручной доводки, недостаточно точными. Для обеспечения нужной точности обводов агрегатов весьма часто в практике самолетостроения вместо ручной доводки даже относительно жесткие детали (подсборки), например монолитные панели, делаются с максимально возможной, но все же недостаточной точностью, а при сборке приобретают нужную форму и точность за счет прижима, например, к рубильникам стапеля. В этом случае рубильники обычно выполняют две задачи: во-первых, они устанавливают детали в нуж-

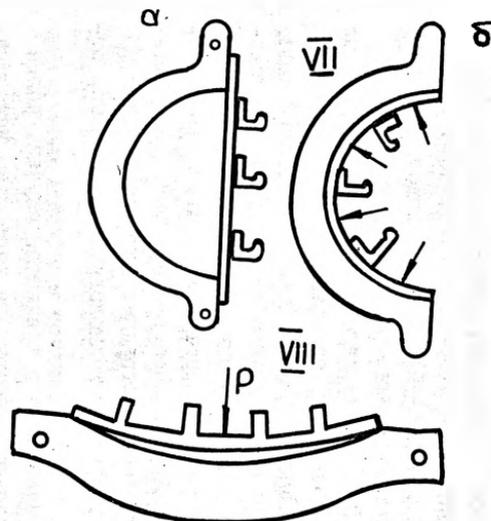
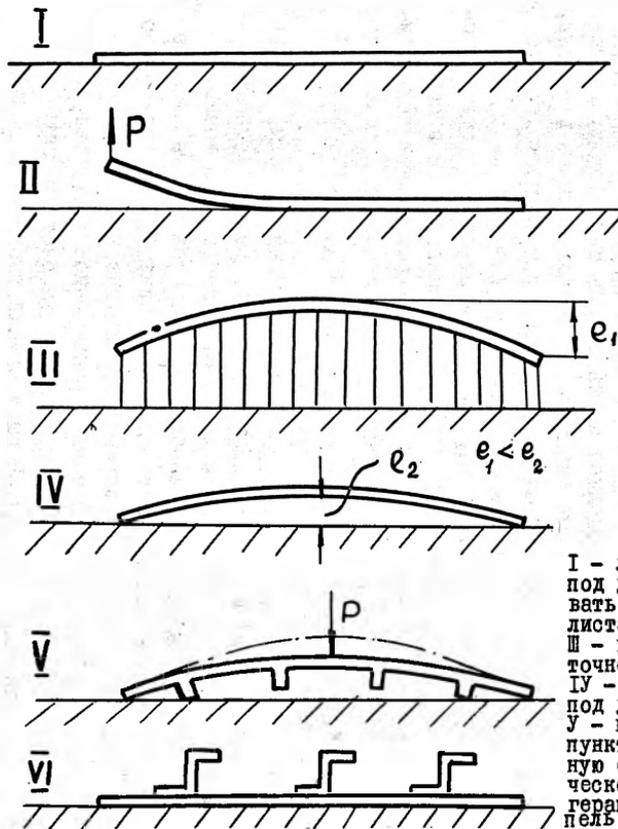


Рис. 27. Упругая сборка:

I - лист малой жесткости лежит плоско на плите под действием тяжести; II - край листа можно оторвать от плиты усилием P , при этом оставшаяся часть листа под действием тяжести лежит на плите плоско; III - нежесткий лист после формовки-обтяжки лежит точно на болванке, имеющей стрелку прогиба l_1 ; IV - лист, снятый с болванки и уложенный на плиту, под действием тяжести уменьшает кривизну до l_2 ; V - панель, отформованная по контуру условного пунктира, под действием тяжести уменьшает приданную ей ранее кривизну; VI и VII - панель цилиндрической части фюзеляжа может быть собрана со стрингерами в плоском виде и потом установлена в штапель и упруго изогнута по форме его рублильников, монолитные или сборные панели, получившие недосдаточную точную форму, могут за счет упругой точность рублильника

ном положении при сборке от внешних баз и, во-вторых, они за счет упругой деформации неточной детали, производимой с помощью каких-либо прижимов, задают нужную форму и точность нежесткой детали.

В процессе сборки эти нежесткие детали, получившие за счет упругой деформации в стапеле нужную форму, соединяются в заневоленном состоянии с другими элементами каркаса (которые также по отдельности могут быть недостаточно точными и жесткими). После соединения собранная конструкция будет обладать значительно большей (как правило, на несколько порядков) жесткостью, чем входящие в нее элементы, и поэтому сохранит свою форму и точность, приданную ей в стапеле.

Исследования, проведенные под руководством автора в 1962-64 г., показали, что даже деформация сравнительно жестких вафельных крыльевых монолитных и плоских панелей самолета ТУ-144 до стрелки прогиба, превышающая в несколько раз прогиб панели, заданный геометрией, создавала внутренние напряжения в конструкции панели не более нескольких процентов от расчетных.

Этот метод применяется в серийном производстве под названием "метод упругой сборки".

В связи с широким использованием упругой сборки в стапельно-сборочной оснастке нашли применение элементы, которые по существу являются формозадающими физическими базами.

Назовем формозадающими такие базы оснастки, которые не только правильно ориентируют элемент конструкции в пространстве, но и одновременно за счет упругой деформации придают ему свою форму.

Можно представить себе, что существует определенная схема увеличения жесткости конструкции по мере ее сборки. Нежесткие детали, например профили поясов нервюры, при сборке их со сплошной стенкой нервюры создают формообразующий элемент крыла, имеющий достаточную жесткость, чтобы обеспечить при достаточной точности сборки от каркаса крыла. Недостаточная собственная жесткость конструкции может быть увеличена специальными временно устанавливаемыми элементами (рис.28). Еще более жесткой и точной будет монолитная конструкция нервюры, изготовленной, скажем, фрезерованием по программе из горячей штамповки (рис.29).

В первом случае нервюра становится жесткой и точной при сборке от внешних формозадающих баз сборочного приспособления, во втором случае жесткость обеспечивается монолитной конструкцией, а

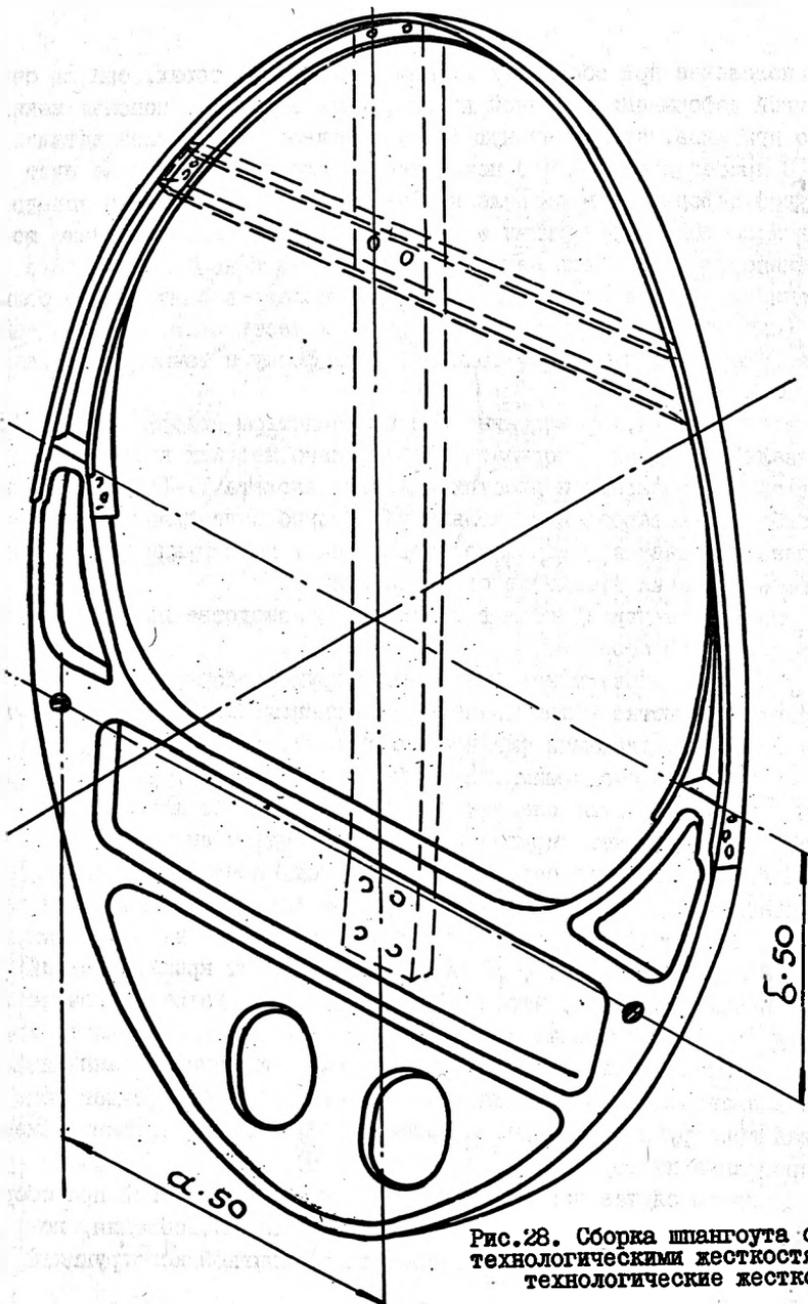


Рис.28. Сборка шпангоута с технологическими жесткостями: технологические жесткости

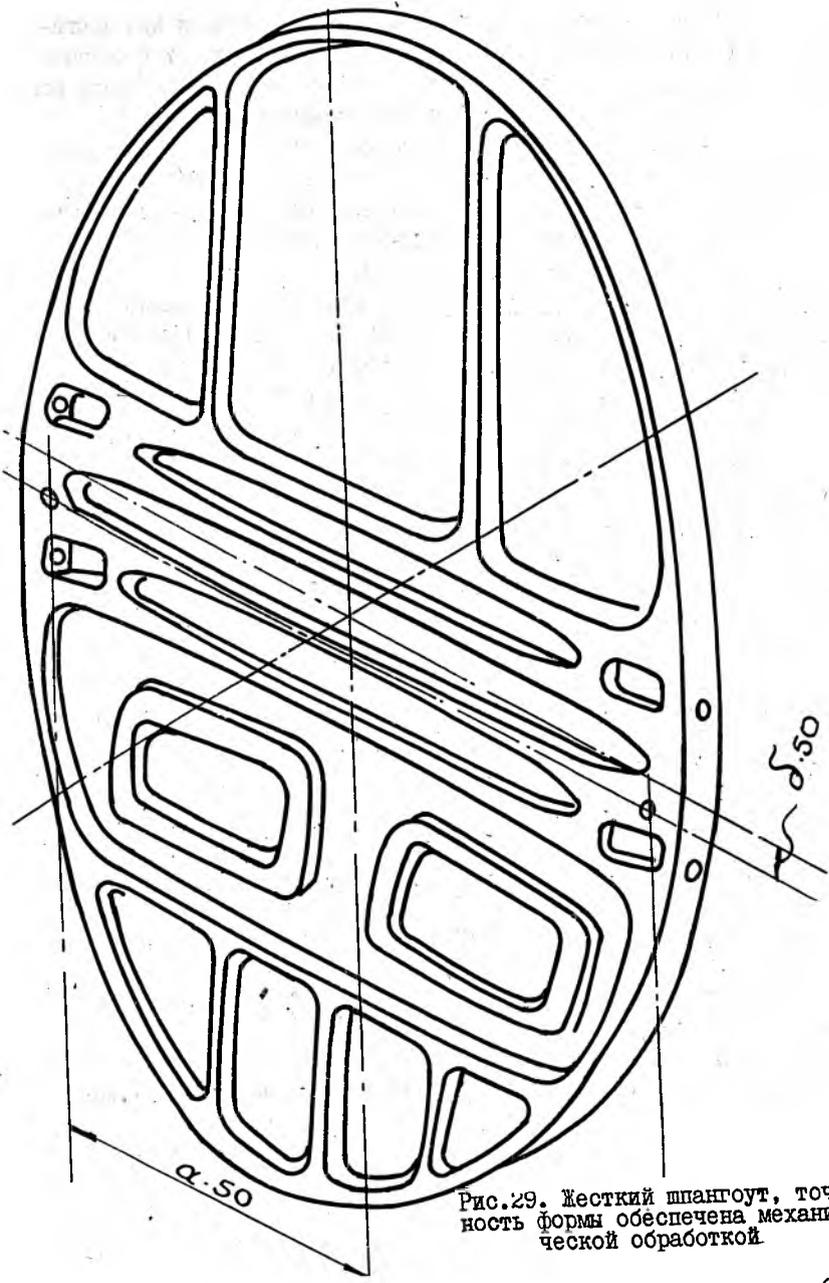


Рис.29. Жесткий шпангоут, точность формы обеспечена механической обработкой

точность - фрезеровкой по программе. В обоих случаях при достаточной точности обводов нервюр можно устанавливать их в стапеле общей сборки крыла по базовым отверстиям на базирующие штыри стапеля и исключить при этом базирование по контуру (рис.30).

Необходимо в связи с появлением большого количества новых, часто неверных терминов уточнить терминологию, относящуюся к отверстиям, используемым для базирования при сборке. Автор считает необходимым предложить специальные термины только для трех типов базирующих отверстий конструкций.

1. Сборочными отверстиями (СО) называть только базирующие отверстия в плоских деталях и развертках отбортованных и гнутых деталей. Расстояния между отверстиями могут быть не увязаны со стандартными координатными сетками осей построения и увязки оснастки (например, плаз-кондуктора, инструментального стенда и т.п.).

2. Контрольно-сборочными отверстиями (КСО) называть базирующие отверстия, сверление (развертывание) которых в законченных деталях, узлах и подборках производится от контура после его контроля. Расстояния между отверстиями могут быть в произвольной сетке координат.

3. Координатно-базирующими отверстиями (КБО) называть отверстия, базирующие детали, узлы и подборки как между собой (внутренние базы), так и по отношению к отверстиям (штырям) оснастки (внешние базы). КБО делаются в стандартной сетке увязки оснастки (например, плаз-кондуктора, инструментального стенда и т.п.).

В оснастке базирующие отверстия могут быть двух типов.

Фиксирующие отверстия (ФО) - базирут детали, узлы и подборки по отверстиям контрольно-сборочным - КСО и в отдельных случаях - по сборочным отверстиям СО.

Координатно-фиксирующие отверстия (КФО) - базирут детали, узлы и подборки по координатно-базирующим отверстиям КБО. КФО могут также применяться для базирования в сборочной оснастке отдельных ее элементов (например, рубильников).

Если лонжероны и достаточное количество нервюр будут жесткими и точными (независимо от того, сборные они или монолитные) можно

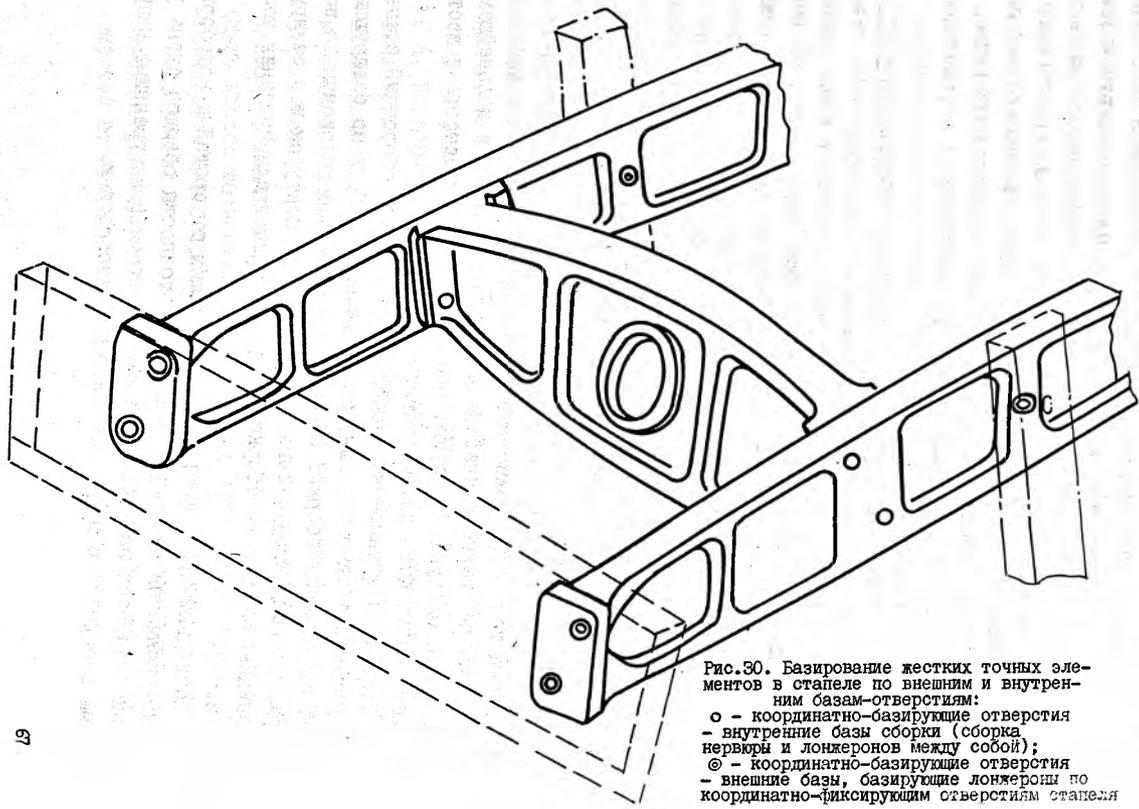


Рис.80. Базирование жестких точных элементов в станеле по внешним и внутренним базам-отверстиям:
 o - координатно-базирующие отверстия
 - внутренние базы сборки (сборка нервы и лонжеронов между собой);
 © - координатно-базирующие отверстия
 - внешние базы, базирующие лонжероны по координатно-фиксирующим отверстиям станеля

общую сборку, например, крыла производить последовательно: сначала формообразующий каркас, а потом панели крыла притягивать (прижимать) в порядке упругой сборки к каркасу. На рассмотренном примере мы приходим к схеме сборки, состоящей в том, что формообразующие элементы конструкции агрегата при достаточном их количестве и нужном расположении, независимо от того, монолитной они или сборной конструкции, могут исключить необходимость во внешних базирующих элементах в виде, скажем, рубильников, при обеспечении прижима панелей к формозадающим конструкциям. В этом случае сначала собирается каркас, к нему, с использованием, если нужно, упругой сборки, прижимаются панели и соединяются в определенной последовательности с каркасом.

В приведенном примере последовательность сборки будет от каркаса. При этом задача конструирования, а также разработки технологии, изготовления подборок и их оснащения имеет своей основной целью создание точных и достаточно жестких формообразующих подборок и деталей. Все остальные подборы по возможности должны быть достаточно нежесткими, так как их подгонка в этом случае будет в основном упругой. Необходимо подчеркнуть, что силовая подгонка при соответствующей конструкции сборочной оснастки обходится обычно на несколько порядков дешевле, чем обработочная подгонка (например, подгонка-припиловка или подколотка).

В ряде случаев (рис.28), если сама по себе конструкция подборок недостаточно жестка, чтобы сохранить созданную в процессе ее сборки точность, можно ввести в процессе подборок дополнительные временные технологические жесткости, которые в дальнейшем, в процессе последующей сборки, обеспечат нужную точность и жесткость и могут быть потом сняты.

Иногда роль такой жесткости может сыграть сборочный сталец при установке на отверстия, базирующие подборы по базирующим шпилькам стапеля сборки. Отверстия, сделанные по окончании подборок по кондуктору, согласованному с ее контуром и с базирующими шпильками стапеля сборки, могут служить и для придания жесткости.

Последний прием сверления базирующих отверстий в подборке после окончания ее сборки и проверки точности обводов очень употребителен, так как позволяет не считаться с внутренними напряжениями в подборке и ее недостаточной жесткостью.

В варианте конструкции, когда основные формообразующие элементы агрегата недостаточно жестки и требуется большая точность агрегатов, приходится применять последовательность сборки от обводов. В этом случае к формозадающим базирующим элементам стапеля (обычно к рубильникам) прижимаются нежесткие панели, затем внутренние элементы каркаса грубо устанавливаются в пространстве и соединяются с панелями с помощью конструктивных или технологических компенсаторов.

Из изложенного достаточно ясна ошибочность обычной терминологии: "сборка с базой от обводов", "сборка с базой от каркаса". Как видно, основная последовательность сборки может быть или от каркаса, или от обводов (иногда говорят - от обшивки). Базы при сборке могут быть только внутренние или внешние.

Так как основной задачей сборки являются обеспечение точности обводов и взаимозаменяемость по стыкам, то элементы конструкции, определяющие взаимозаменяемость стыков, ставятся или в последний момент сборки, или при окончательной сборке агрегата. Если при установке стыкуемых элементов в общей сборке или подсборке агрегата создаются недопустимые поводки из-за внутренних напряжений сборочного процесса, то приходится на этих элементах делать технологические припуски и разделять их в специальных стендах или в сборочных стапелях после освобождения от прижимов с базой от внешних обводов.

В лекциях не дается дополнительных материалов по методам обеспечения взаимозаменяемости стыков, так как существующих пособий по этим вопросам вполне достаточно (см., например, книгу "Подготовка самолетного и ракетного производства". Под ред. С.А. Вигдорчика. "Машиностроение", 1967). Важно отметить, что поскольку в стыках основной трудностью обеспечения взаимозаменяемости является фактическая невозможность обеспечения точности межосевых расстояний в пределах допусков зазоров соединяемых отверстий стыков, то зазоры по отверстиям в стыках (например, фланцевых) приходится делать значительно большими, чем зазоры 2-го и 3-го класса точности, и доводить их величины до суммы неточностей исполнения межцентровых расстояний, определяемых технологией их производства. То же можно сказать и о соосности отдельных поверхностей конструкций стыков и расстояний осей стыкуемых отверстий от базовой плоскости.

При наличии в конструкции агрегатов кроме жестких и технологически ужесточенных формообразующих элементов (силовые шпангоуты, нервюры, лонжероны и т.п.) также и явно нежестких и неточных вписывающихся в контур агрегата элементов широко применяется комбинированная последовательность сборки. Эта сборка начинается с каркаса, только по его жестким формообразующим элементам, затем временно к этому неполному каркасу последовательно прижимаются (притягиваются) панели и, наконец, уже в последовательности сборки от обводов, которые в данном случае задаются установленными на формозадающий каркас панелями, собираются с помощью технологических или конструктивных компенсаторов остальные промежуточные нежесткие и неточные формообразующие элементы конструкций (например, промежуточные нервюры, шпангоуты и т.п.).

Т е м а 7. УВЕЛИЧЕНИЕ МОНОЛИТНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ

Под монолитной конструкцией мы обычно подразумеваем вариант конструкции в виде одной сложной детали (деталь — элемент конструкции, изготовленный из одной заготовки), заменившей другой, сборный вариант этой же конструкции.

Таким образом, понятие монолитности конструкции является относительным. Если подразумевать под степенью монолитности количество штук деталей на единицу веса рассматриваемой конструкции, то, очевидно, можно сравнивать степень монолитности разных конструкций одного назначения и примерно одного веса (например, нижние панели крыла, сборные клепаные или пресованные, сварной узел крепления крыла к фюзеляжу или из горячей штамповки) и делать достаточно правильный вывод о степени монолитности какой-либо конструкции, в том числе очень грубо по целым агрегатам или планеру.

Любая сборная конструкция представляет собой объект сборки и требует для своего изготовления затрат на сборку, которые в основном заключаются в ручном труде.

Замена сборной конструкции целиком монолитной исключает необходимость ручного труда на сборку, но, как правило, увеличивает объем работ по изготовлению сложной монолитной конструкции в виде одной детали.

Так как уровень механизации и автоматизации почти всех видов работ по изготовлению деталей значительно выше уровня механизации и автоматизации работ по детальной сборке и подсборке агрегатов, то в результате увеличения монолитности конструкции четко меняется структура производства. В этом случае относительный объем работ по изготовлению деталей растет, а относительный объем каркасной сборки падает. Общий относительный объем механизированных и автоматизированных работ в самолетостроении при этом растет.

При технологически целесообразном выборе типа монолитной конструкции, типа полужабриката и технологии изготовления в целом по производству при достаточной программе можно получить снижение трудоемкости и себестоимости. Однако при переходе на монолитные конструкции все чаще приходится идти на общее удорожание их производства, связанное с технологическими осложнениями, необходимыми для снижения веса, повышения ресурса и надежности конструкций.

Дело в том, что применение монолитных конструкций вместо сборных дает, в зависимости от типа конструкций, экономию в весе от 5 до 25%.

Ресурс и надежность монолитных конструкций, спроектированных по принципу "гарантированные от возникновения повреждения", существенно выше таких же сборных.

Все это создало предпосылки для более широкого внедрения в практику самолетостроения монолитных конструкций. По наблюдениям автора за истекшие 30-35 лет коэффициент монолитности вырос примерно в 12-18 раз, а на некоторых конструкциях и значительно больше.

При замене сборных конструкций одной монолитной деталью встает вопрос о полуфабрикатах и методах изготовления деталей в связи со все продолжающимся ростом размеров и сложности таких конструкций.

Можно очень условно разделить все монолитные конструкции на две группы по классу применяемых полуфабрикатов.

Первый класс - стандартные полуфабрикаты, из которых в пределах их типоразмеров можно изготовить различные детали различных машин (листы, плиты, прутки и т.п.).

Второй класс - это специальные полуфабрикаты, марка материала, форма и размеры которых допускают изготовление из них только конкретных деталей, для которых они специально предназначены. Такими полуфабрикатами могут быть фасонные поковки, горячие штамповки, отливки, специальные пресованные профили и панели и др. Трудоемкость изготовления из специальных полуфабрикатов монолитных конструкций (деталей) определяется в основном объемом обработки этих полуфабрикатов до форм и размеров деталей, а стоимость таких конструкций определяется как стоимостью специальных полуфабрикатов, так и стоимостью их переработки в конструкции.

Отношение веса законченной детали к весу полуфабриката, из которого она изготавливается, называется, как известно, коэффициентом использования материала полуфабриката, сокращенно КИМ. Необходимо заметить, что понятие коэффициента использования материала характеризует только использование материала полуфабриката. Коэффициент использования, скажем, слитка, шихты при изготовлении самого полуфабриката надо учитывать отдельно, так же, как в общегосударственной оценке использования, например, природных ресурсов

надо еще учесть и коэффициент использования руды при получении исходного слитка или шихты и коэффициент использования прочности материала - КИПМ (см. лекции по теме 5).

Таким образом, полное представление об использовании природных ресурсов в конструкции можно получить перемножая все виды коэффициентов использования материала:

$$КИМ_{гос} = КИПМ \cdot КИМ \cdot КИМ_{пол} \cdot КИМ_{руд}$$

где $КИМ_{гос}$ - общегосударственный коэффициент использования в конструкции природных ресурсов;

$КИПМ$ - коэффициент использования прочности металла в детали;

$КИМ$ - коэффициент использования полуфабриката при его переработке в деталь;

$КИМ_{пол}$ - коэффициент использования слитка или шихты при изготовлении полуфабриката;

$КИМ_{руд}$ - коэффициент использования руды при получении слитка или шихты, идущей на изготовление полуфабриката.

Представление о государственном коэффициенте использования дается здесь ввиду того, что очень часто $КИМ$ полуфабриката применяется для оценки использования материала вообще.

Для примера можно сказать, что $КИМ_{пол}$ - коэффициент использования слитка при изготовлении из него горячей высокоэффективной штамповки может колебаться от 0,3 до 0,7, а выход годного из шихты при изготовлении сложной конструкции отливки может составить от 0,1 до 0,4.

Понимание коэффициентов использования материала понадобится нам при обсуждении стоимости различных полуфабрикатов и технологической стоимости изготовления разных конструкций с применением разных технологических процессов.

Увеличение монолитности конструкции идет как по линии увеличения размеров самих конструкций, так и по линии увеличения их сложности. Возможность увеличения размеров и сложности монолитных конструкций определяется, с одной стороны, возможностью получения соответствующих видов и размеров полуфабрикатов от металлургической промышленности, а с другой - ростом возможностей технологии изготовления и размеров технологического оборудования.

Как известно, полуфабрикаты могут быть стандартными, например листы, плиты, прутки, острированные прессованные профили, и специальными, приближающимися в большей или меньшей степени по разме-

рам и форме к законченным монолитным конструкциям, например горячие штамповки и поковки, литье, специальные прессованные профили и панели и т.д.

Первым направлением, использованным для увеличения монолитности, было увеличение размеров листов и стандартных профилей из которых, главным образом за счет раскроя, изготавливаются детали сборных конструкций. Частично это направление используется и сейчас, например на панелях фюзеляжей пассажирских машин.

Габариты листов с начала войны выросли с 5000 x 1200 мм до 7000 x 2000 мм. Дальнейший рост габаритов листов постоянной толщины практически по длине не превышал 7000 мм. Это можно подтвердить следующим анализом. На рис.31 изображена обшивка фюзеляжа пассажирской машины и входящие в нее листы. Из рисунка видно, что если не делать эксплуатационных стыков и не делать разрезки листов одной толщины на границах технологических панелей, то можно добиться применения листов несколько больших размеров в этом же самолете. Однако применение листов еще больших габаритов невозможно из-за необходимости менять толщины листов как по длине, так и по ширине фюзеляжа.

Как уже указывалось, при возможности любых изменений толщин внутри листа пределы необходимого роста размеров листов ставятся габаритами частей агрегатов между конструктивными стыками и возможностями металлургического и самолетного производства. Металлургические предприятия во всем мире непрерывно увеличивают габариты изготавливаемых листов, а самолетные заводы также оснащаются все более крупногабаритным оборудованием.

Появление процессов размерного химического травления (РХТ), механической обработки на крупногабаритных фрезерных станках с вакуумными столами и достижения техники склеивания металлов дают сейчас возможность менять толщину самых больших обшивочных листов. Пожалуй, наибольшие возможности в этом направлении предоставляет РХТ.

На рис.32 показана обшивка фюзеляжа пассажирского самолета со сложным законом изменения толщины обшивки.

Применяя РХТ при наличии еще больших размеров оборудования для формования, размерного химического травления, анодирования, окраски и клепки; можно использовать стандартные листы любых необходимых габаритов.

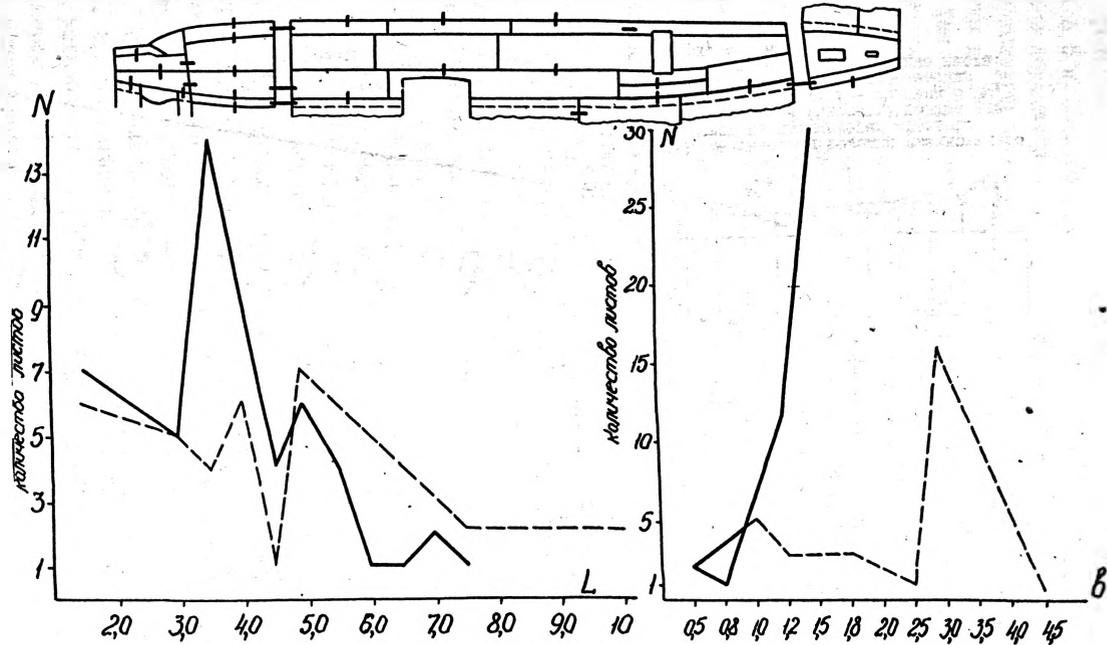


Рис. 31. Анализ возможности использования листов обшивки увеличенных размеров:
 — распределение применяемой длины и ширины листов в существующей конструкции;
 - - - распределение применяемой длины и ширины листов в возможных конструкциях
 (на эскизе развертки половины обшивок фюзеляжа, черточками показаны соседние листы одинаковой толщины)

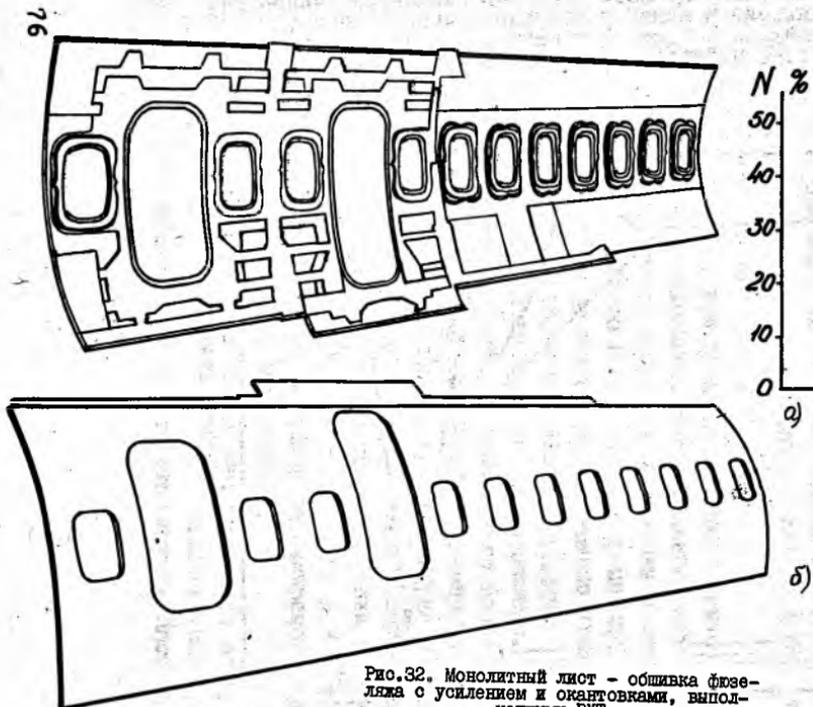


Рис.32. Монолитный лист - обшивка фюзеляжа с усилением и оребртовками, выполненными ГХТ

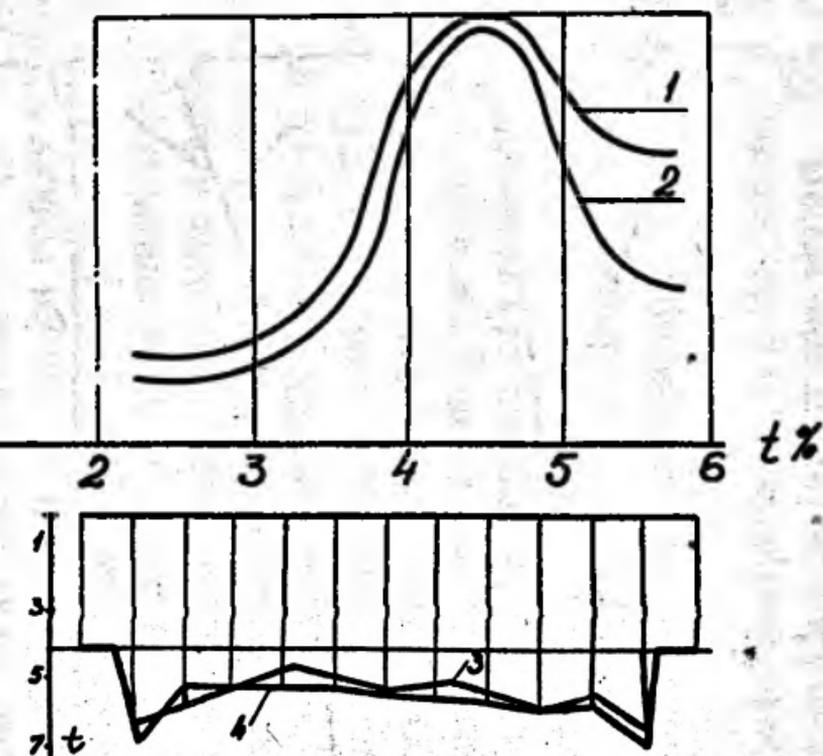


Рис.33. Фактическая толщина плакирующего слоя листов из алюминиевых сплавов:
 а - распределение (частота) толщин плакировки $t\%$ в листах: 1 - толщина 8 мм, 2 - толщина 5 мм; б - распределение толщины плакировки $t\%$ по ширине листа:
 3 - верх, 4 - низ

Практически сегодня можно осуществить РХТ листов размером до 15 x 3,5 м. Такого размера ванны с возможностью травления как на клин в двух направлениях, так и избирательно по любому необходимому контуру в несколько ступеней толщины (обычно до 7 ступеней, иногда до II) установила недавно фирма Локхид.

Так как РХТ могут подвергаться листы постоянной толщины, предварительно отформованные обычными методами в нужную форму, то ясно, что этот процесс обладает большими возможностями и поэтому нашел повсюду широкое применение.

Многочисленные исследования показали, что механические статические характеристики неплакированных листов после РХТ не меняются. Применение РХТ к плакированным листам, особенно большой толщины, может привести к существенному падению прочности из-за того, что после травления в тонкой части обшивки остается материал с односторонней толстой плакировкой, оставшейся от исходного толстого листа.

Так как толщина плакировки обычно назначается для листов толщиной до 2 мм не менее 4% на сторону (от номинальной толщины), а для листов толщиной выше 2 мм не менее 2% на сторону и верхний предел толщины плакирующего слоя стандартами пока не задается, то практически в основном на толстых листах (рис.33) толщина плакировки существенно больше стандартного минимума. Поэтому надо в таких случаях или применять неплакированный материал, или снимать предварительно с помощью общего травления имеющуюся плакировку по ее фактическим размерам и потом проводить необходимое РХТ.

Конечно, в обоих случаях нужно обеспечить достаточно надежную коррозионную защиту. Обычно это удается сделать анодированием и нанесением нескольких слоев лакокрасочной защиты. С учетом указанного можно применяя РХТ получить существенный выигрыш или в прочности, или в весе по сравнению с применением обшивочных плакированных листов.

Многими исследованиями как у нас, так и за рубежом установлено, что правильно построенный процесс РХТ не влияет сам по себе на усталостную выносливость материала, но так как при РХТ обычно поверхность становится грубее (по сравнению с исходным листом), то выносливость неплакированных листов, изготовленных РХТ, снижается так же, как и при механической обработке данного материала до такой же шероховатости.

Таким образом, при обычной шероховатости, создаваемой РХТ в пределах $\nabla 4 - \nabla 6$, выносливость обрабатываемых деталей будет практически такая же, как если бы их изготовили фрезерованием в пределах такой же шероховатости (кстати, наиболее часто получающейся при этом процессе).

Значительно большее снижение усталостной выносливости наблюдается после одностороннего РХТ плакированных листов. Как уже было показано в лекции по теме 4, усталостное разрушение начинается ускоренно в плакирующем слое, поэтому при полном стравливании плакировки усталостная выносливость листа увеличивается (рис.34).

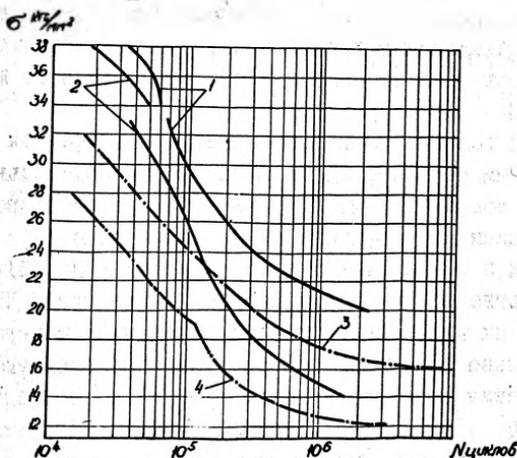


Рис.34. Долговечность образцов с плакировкой и травленных без плакировки:
 1 — гладкие травленные образцы;
 2 — гладкие плакированные образцы;
 3 — травленные образцы с отверстием ($K = 2, 5$);
 4 — плакированные образцы с отверстием ($K = 2, 5$)

Необходимо обратить внимание на часто повторяющуюся в конструкторской и исследовательской практике ошибку. Влияние технологического процесса на прочность, выносливость, коррозию и т.п. испытывают не на гладких образцах, а на конструктивных и полученные результаты относят целиком к влиянию технологического процесса. Так, например, испытывая на усталость образцы с местным утол-

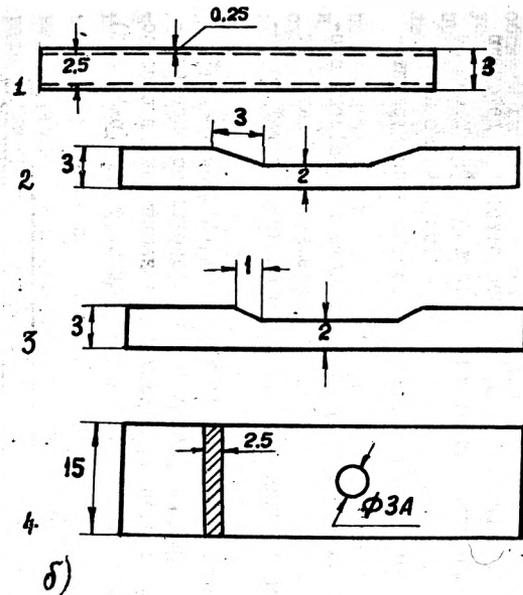
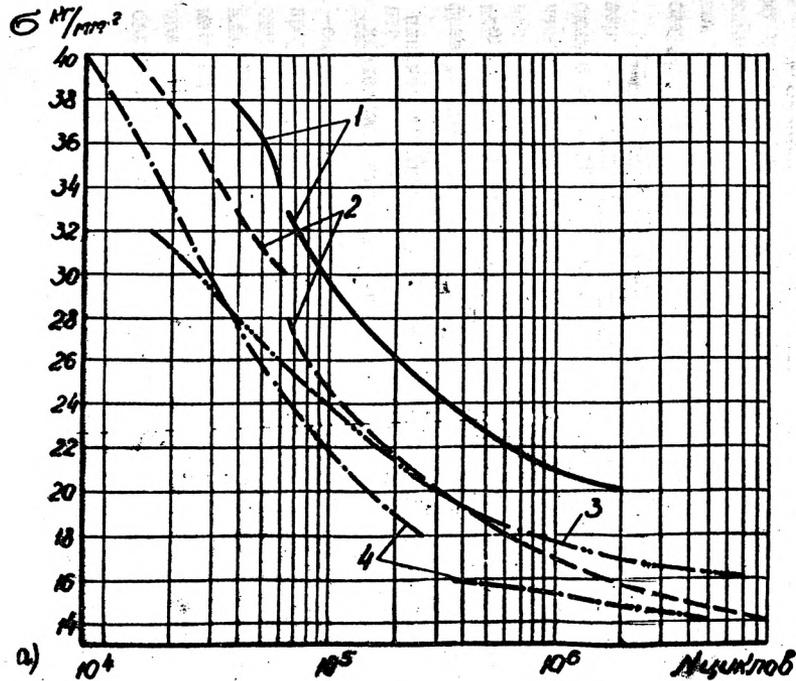


Рис.35. Влияние различных концентраторов напряжений на выносливость образцов ДІБАТ с травленной поверхностью (а) и форма образцов (б): 1 - гладкие образцы с травленной поверхностью; 2 - образцы с галтелью 3:1; 3 - образцы с галтелью 1:1; 4 - образцы с отверстием ($K = 2,5$)

нением, образованных РХТ (рис. 35), результаты относят к действию химического травления, однако усталостные характеристики таким же образом изготовленных образцов, но с другими скосами четко показывают влияние конструктивного параметра, а именно эксцентриситета потока сил.

Это явление – резкое влияние эксцентриситета и геометрии скоса на выносливость – совершенно одинаково проявляется на таких же образцах, только изготовленных обычным фрезерованием, с той же шероховатостью.

Причины этого явления следующие: во-первых, дополнительный изгибающий момент, который растет прямо пропорционально эксцентриситету (рис. 36,а) и, во-вторых, концентрация напряжений в плоскости продольного сечения, зависящая от геометрии перехода (рис.36,б)

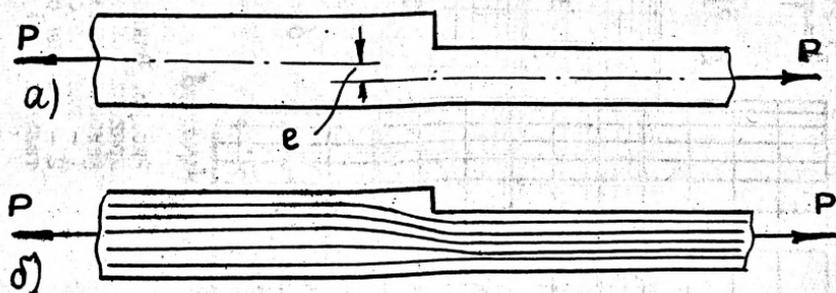


Рис. 36. Влияние эксцентриситета

Влияние эксцентриситета имеет место и в односрезных соединениях, о чем будет более подробно сказано в лекциях по теме 8. Надо отметить, что эксцентриситеты потока сил в плоскости сечения панельных и других конструкций являются типичными для самолетных конструкций. Причина этого явления заключается в том, что все изменения сечения конструкций, выходящих на внешнюю обтекаемую поверхность, могут быть направлены только внутрь, создавая таким

образом эксцентриситета потоков сил и вызывая резкое снижение усталостной прочности. Так как это явление — одна из самых частых причин усталостных разрушений, типичных и для сборных и для монолитных конструкций, то ему должно уделяться максимальное внимание.

Приведем еще один пример влияния эксцентриситета. На рис.37 показаны коэффициенты эффективной концентрации напряжения в листе и усиливающей вырез обшивки накладки. Показаны разные варианты скрепления накладки с обшивкой. Из рисунка видно, что практически независимо от вида конструкции на наружной (свободной от накладки) стороне обшивки коэффициент концентрации напряжения практически не меняется и вообще наличие накладки очень мало его снижает.

Изложенные здесь вопросы влияния эксцентриситета очень важны и требуют от конструкторов и технологов максимального внимания. Весьма существенно то, что методами РХТ можно получить достаточно высокие точности по толщине. На рис.38 показаны допуски по толщине, получаемые в результате применения РХТ. Обычное симметричное распределение отклонений по толщине приводит к некоторому среднему привесу конструкции в результате ранее описанного смещения отклонений в сторону положительных. Назначение отрицательных отклонений по принципу, описанному в лекциях по теме 5, позволяет добиться облегчения в среднем на 3 — 8%.

В принципе одни и те же монолитные конструкции в виде обшивок переменной толщины можно делать также и механической обработкой, однако существуют реальные границы возможности применения механической обработки. Например, как правило, формованные обшивки нельзя (или исключительно сложно и дорого) подвергать механической обработке. Также малореально и во всяком случае неэкономично фрезеровать обшивки толщиной менее 1,8 — 2,0 мм.

Некоторые утолщения обшивочных листов площадью (в сумме) менее 15 — 20% от общей площади листа, видимо, выгодней (рис.39) делать приклеивкой отдельных накладок, а не методами РХТ.

При изготовлении с помощью механической обработки панелей с продольным или поперечно-продольным набором (вафельные панели), с одной стороны, требуются полуфабрикаты повышенной толщины, плиты или пресованные полосы, а с другой стороны, из-за опасности местного разрушения по толщине в конструкциях такого рода надо получить приемлемые механические характеристики и по толщине. В связи с этим от крупногабаритных заготовок типа плит, габаритных

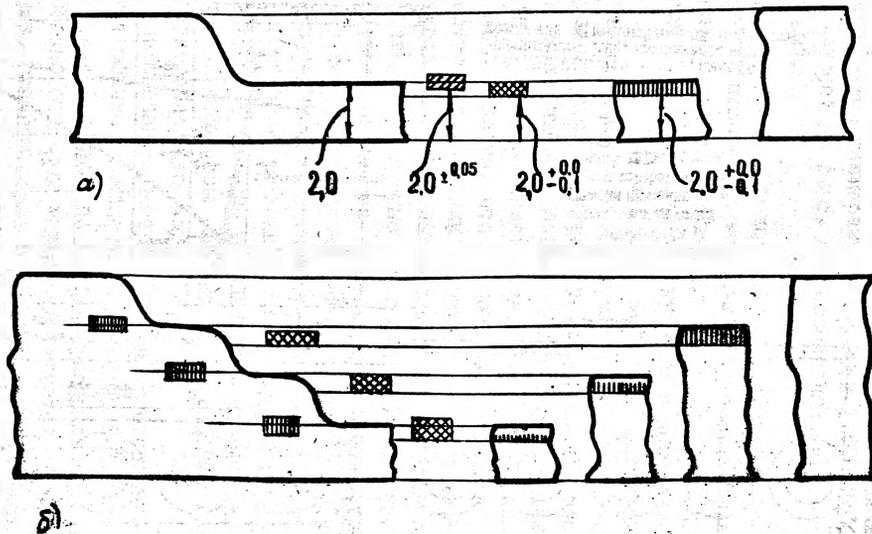
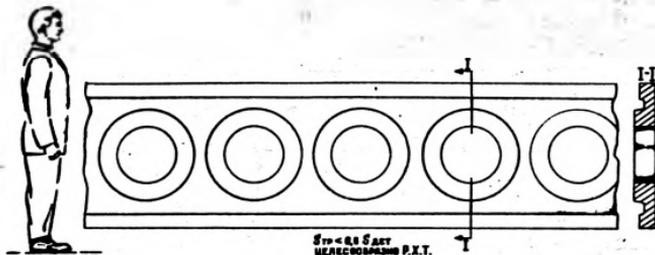
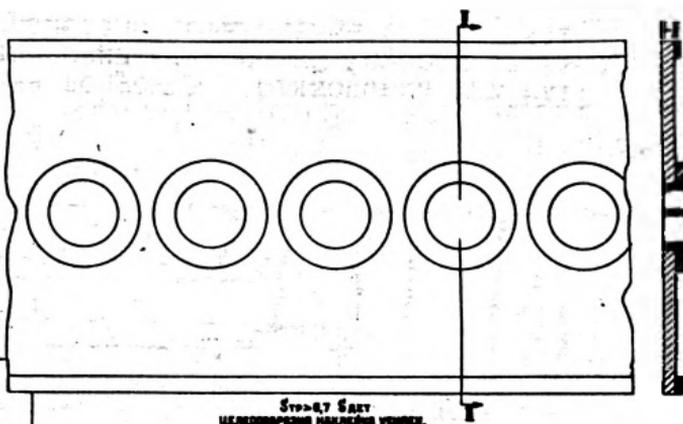


Рис.38. Схема образования допусков и отклонений при РХТ:
 а - при симметричном распределении отклонений (старая система);
 б - при несимметричном распределении отклонений (новая система)





Стрелка 6 АЕТ
ЦЕЛЕСООБРАЗНОЕ НАКЛЕПНОЕ УСИЛЕНИЕ.

**УСЛОВИЯ ПРИМЕНЕНИЯ МЕХ.
ОБРАБОТКИ**

- 1-ТОЛЩИНА ПОЛОТНА ПОСЛЕ
ОБРАБОТКИ НЕ МЕНЕЕ 2 мм;
- 2-ГЛУБИНА ОБРАБОТКИ БОЛЕЕ 6 мм;
- 3-ОБРАБОТКА ТОЛЬКО ПЛОСКИХ
ДЕТАЛЕЙ.

Рис.39. Области эффективного применения РХТ, клееклепанных усилений и механической обработки

поковок и прессованных заготовок требуется наибольшая равномерность механических свойств по всем трем направлениям. В настоящее время как у нас, так и за рубежом освоены крупногабаритные плиты, поковки и прессованные заготовки. Плиты из высокопрочных сплавов изготавливаются размерами до 12000 x (1500-2500) x (60-100) мм, поковки массой до 14 т, а прессованные заготовки сечением до 1200 см².

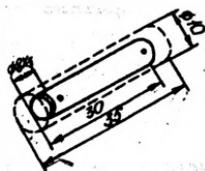
Если принять продольное направление за основное, то для высокопрочных сплавов характерны обычно следующие относительные механические характеристики. Для плит, поковок и прессованных заготовок пределы прочности и текучести в поперечном направлении составляют порядка 95% от продольного, а в высотном направлении 85-90%, удлинение в поперечном направлении порядка 75%, а высотное до 50% от продольного. Разница в усталостной долговечности для продольных и поперечных образцов обычно незначительна, а долговечность высотных образцов может быть вдвое меньше долговечности продольных. Надо сказать, что на понижение свойств удлинения и усталости в высотном направлении особенно сильно влияют чистота и однородность слитка и степень всесторонней его деформации.

Приведенные данные по соотношениям механических свойств соответствуют хорошим результатам работы металлургических заводов, хотя по некоторым данным анизотропию можно уменьшить за счет более чистой шихты и применения вакуумной обработки расплава.

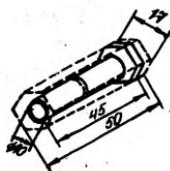
Изготовление монолитных конструкций из крупногабаритных заготовок требует большой механической обработки. На рис. 40 показан КИМ при изготовлении монолитных, небольших размеров конструкций из крупногабаритных заготовок.

Использование материалов при изготовлении вафельных панелей из плит обычно колеблется в пределах 8-12%, а при изготовлении лонжеронов и нервюр из грубых прессованных заготовок 4-8%.

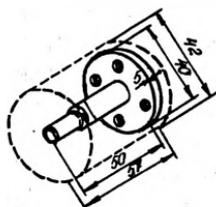
Обычно основным видом механической обработки является фрезерование, главным образом торцевое, пальцевыми фрезами. Фрезерование сложных форм деталей производится чаще всего на станках с программным и копировальным управлением, фрезерование более простых форм - на станках с ручным управлением. Внедрение в практику самолетостроения фрезерных станков с программным управлением обеспечило широкое применение в конструкциях крупногабаритных вафельных панелей (рис. 41-43) и других сложных деталей: лонжеронов,



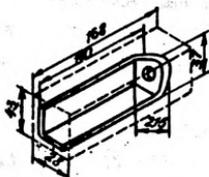
КИМ = 0,54



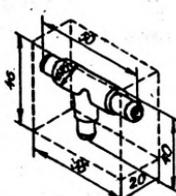
КИМ = 0,32



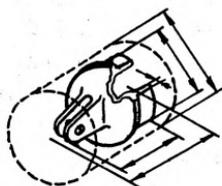
КИМ = 0,06



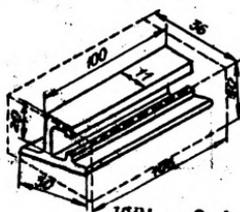
КИМ = 0,12



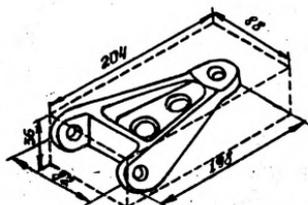
КИМ = 0,15



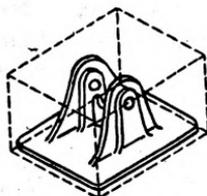
КИМ = 0,08



КИМ = 0,1



КИМ = 0,9



КИМ = 0,06

Рис. 40. Коэффициент использования материала (КИМ) при изготовлении из стандартных габаритных полуфабрикатов

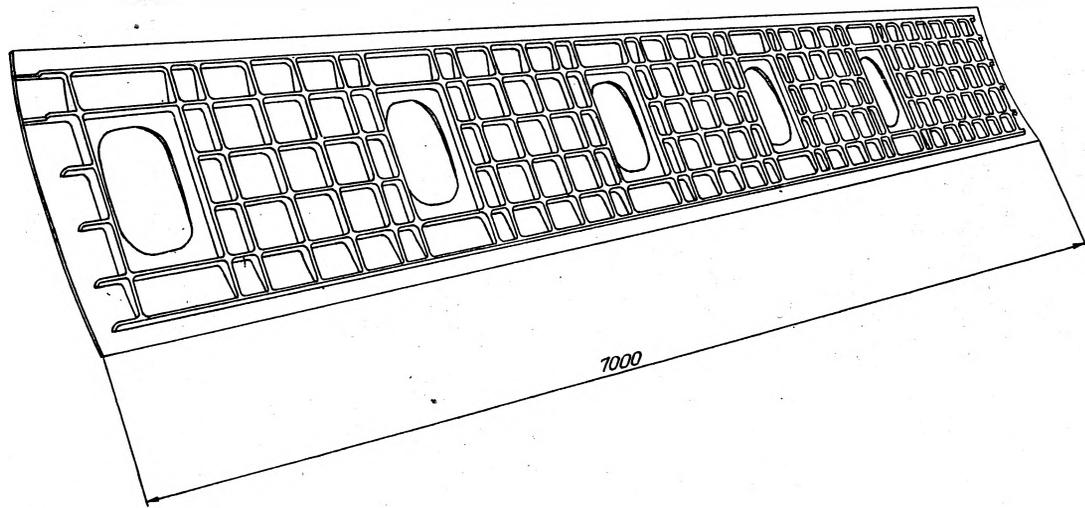


Рис. 4Г. Фрезерованная из плиты оконная панель фюзеляжа

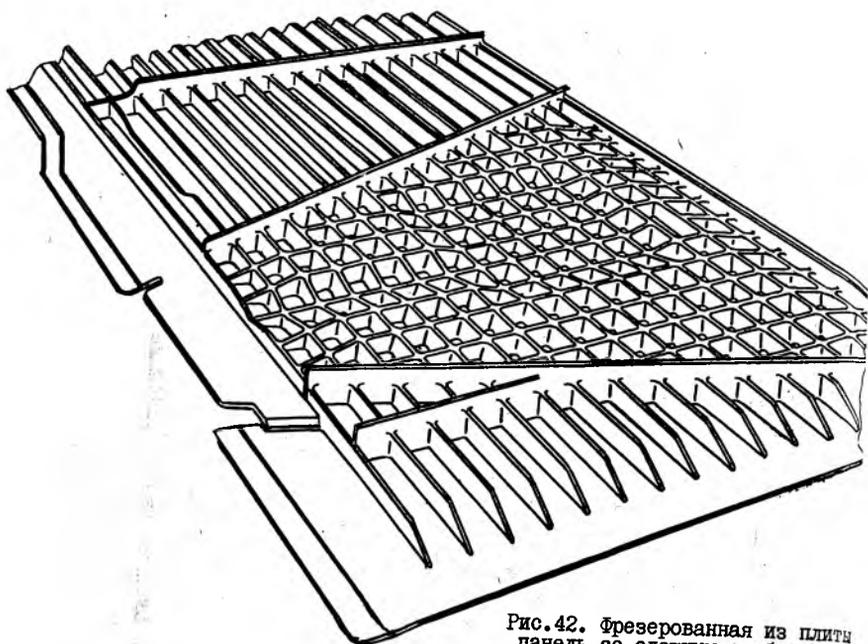


Рис. 42. Фрезерованная из ПЛИТЫ панель со сложным оребрением

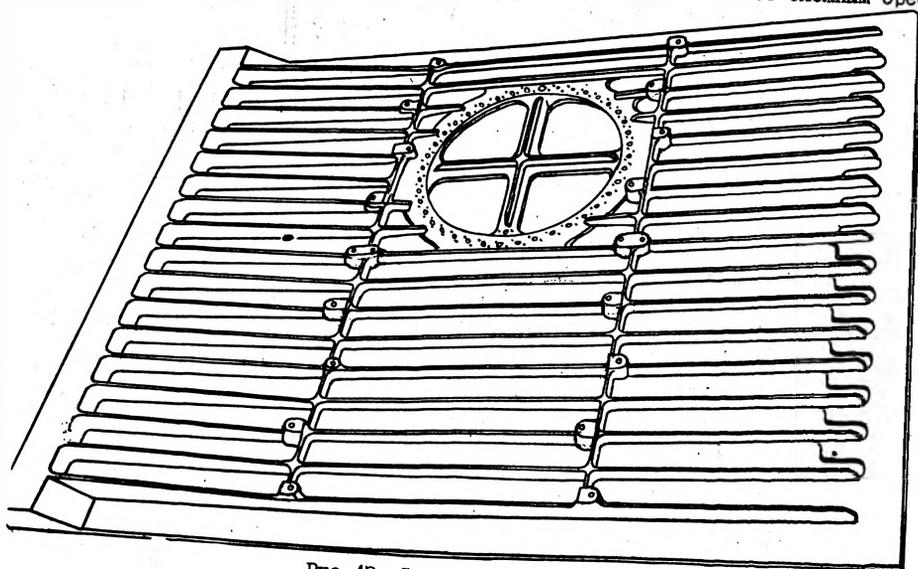


Рис. 43. Фрезерованная из ПЛИТЫ панель с окантовкой лука

нервюр, окантовок вырезов и т.п. (рис. 44, 45). Одной из главных задач технологии обработки таких конструкций является исключение коробления при фрезеровании, вызывающего необходимость неоднократной правки.

Эта задача решается применением полуфабрикатов постоянного сечения (плит, прессованных заготовок), растянутых (в свежезакаленном состоянии) на металлургических заводах до пластической деформации $2 \pm 0,5\%$. При отсутствии возможности снять таким образом внутренние напряжения в полуфабрикате приходится производить сначала механическую обработку с припусками, большими последующего коробления при закалке, а затем - вторую окончательную обработку, что иногда все-таки не исключает небольшого коробления и необходимости правки, которая резко увеличивает трудоемкость обработки.

Влияние механической обработки на свойства материала в конструкциях главным образом определяется состоянием поверхности. Шероховатость поверхности при фрезеровании торцевой и пальцевой фрезами обычно может быть обеспечена в пределах $\nabla 4 - \nabla 5$, реже $\nabla 6$. Стыки следов соседних проходов фрез обычно создают шероховатость $\nabla 4$. Поскольку такая чистота обработки может достаточно заметно снизить выносливость некоторых высокопрочных алюминиевых сплавов (в основном искусственно состаренных), рекомендуется производить последующее сплошное химическое травление на глубину несколько десятых миллиметра. При этом одновременно выявляются внутренние дефекты плиты в виде включений, расслоений и т.п. Основное мероприятие по повышению усталостной выносливости - всестороннее упрочнение.

Сложной задачей изготовления вафельных и ребристых (только с продольным ребрением) панелей является их формование по аэродинамическим поверхностям. Изгиб по линейчатым поверхностям большого радиуса кривизны панелей типа прессованных обычно может производиться при больших толщинах на трехвалковых гибочных машинах. При наличии в панели мест с повышенной жесткостью (например, стыковые утолщения, места присоединения силовых нервюр и мощных узлов, окантовок вырезов и т.п.) приходится чередовать подкатку на гибочной трехвалке с местным изгибом на правильных прессах в местах повышенной жесткости. В тех местах панелей, где есть достаточно

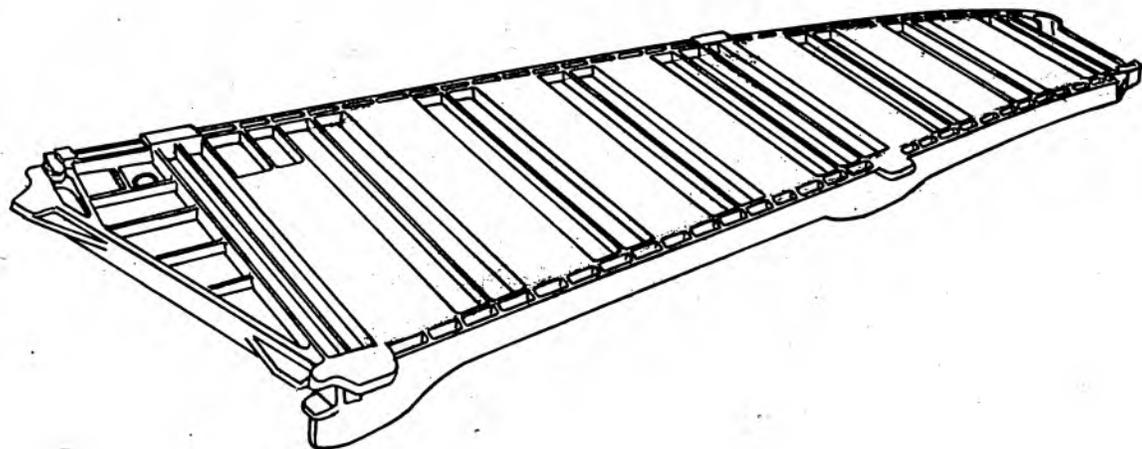


Рис.44. Фрезерованный из прессованной
растянутой полосы лонжерон

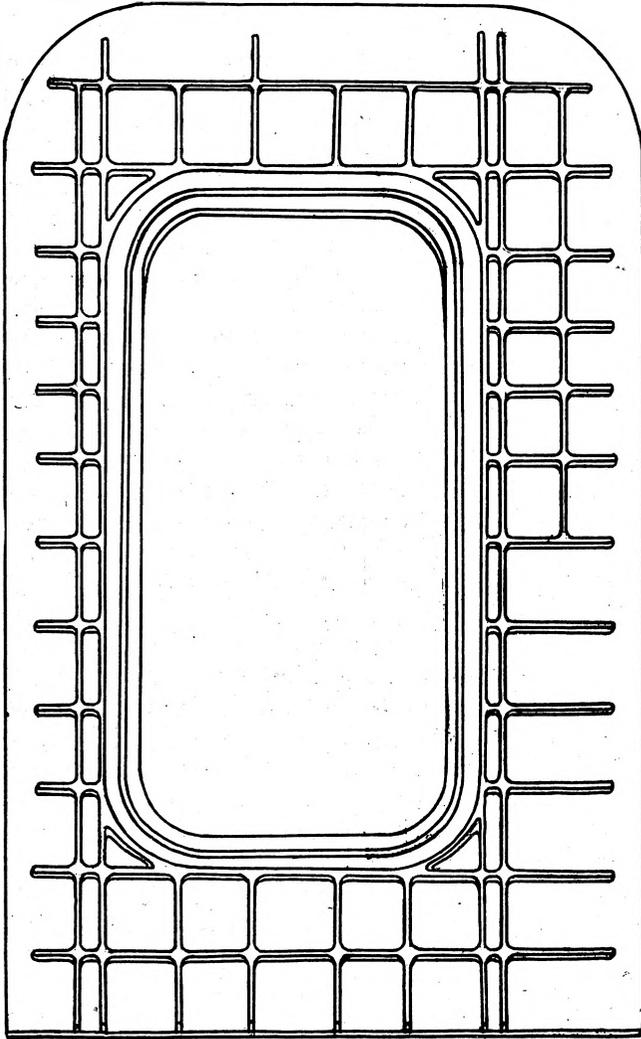


Рис.45. Фрезерованная из ПЛИТЫ
окантовка входной двери

большие участки неподкрепленной обшивки толщиной менее 2,0 мм, могут при гнбе образовываться провалы, которые можно править внешней местной дробеструйной обработкой. Делались также опыты по применению местной электроимпульсной правки, однако для этого способа требуются специально подготовленные кадры.

Обычно при применении указанных процессов формования панелей с линейчатой поверхностью малой кривизны удается получить точность по обводу порядка 1,5–2,5 мм. Несколько повысить точность обводов можно путем применения местной дробеструйной обработки внешней поверхности, однако и в этом случае практически не удается получить точность по обводу более 0,8–1,5 мм. Такая точность требует применения в дальнейшем методов силовой (упругой) сборки.

Формообразование монолитных панелей по поверхностям двойкой кривизны не должно, как правило, допускаться в конструкции. Сравнительно небольшую двойкую кривизну, порядка 3 мм на 1 м длины и 5 мм на 1 м ширины, можно получить методами поверхностного дробеструйного формования, однако этот способ применим только к панелям сравнительно небольшой толщины (высота ребер обычно не более 30–35 мм) и при отсутствии отдельных мест повышенной жесткости. Формование таких панелей требует большого искусства дробеструйщика, обычно не дает точности обводов более 2,0–3,0 мм, и в последнем возникает необходимость в силовой сборке.

Перспективным для решения таких задач является метод термомодеформирования в процессе искусственного старения. Сущность метода заключается в том, что плоскую или предварительно грубо деформированную панель заневоливает в приспособлении по заданной форме и в этом состоянии проводят искусственное старение. Обычно форма детали искажается от пружинения, которое надо учитывать при изготовлении оснастки и доводке ее формы.

Этот же способ термомодеформирования может применяться при окончательной правке плоских конструкций, таких, как лонжероны, нервюры, шпангоуты и т.п., которые нельзя было изготовить из заготовок с заранее снятыми внутренними напряжениями. Такой технологический процесс правки называется термофиксацией.

Для конструкций из материалов, применяемых в отоженном состоянии (например, алюминиевый сплав АМГ-6, большинство титановых сплавов), термомодеформирование может проводиться даже для создания большой кривизны в процессе отжига.

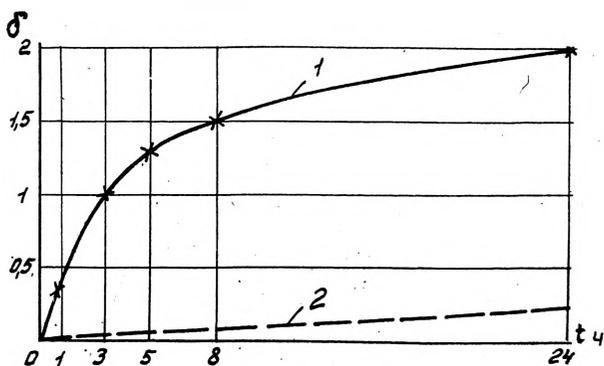


Рис. 46. Зависимость величины остаточных деформаций при термофиксации алюминиевого сплава АК4-І в процессе искусственного старения:
 1 - естественно состаренный материал;
 2 - предварительно искусственно состаренный материал; δ - остаточный прогиб после термофиксации; t - выдержка на температуре старения в часах (первоначальный упругий прогиб 5 мм)

В виде примера на рис. 46 показана эффективность термодетормации алюминиевого сплава АК4-І, а на рис. 47 - эффективность термодетормации титановых сплавов в процессе отжига. Упругая исходная деформация $\Delta l = 12$ мм.

Очень слабо исследованы возможности термодетормирования для отожженных сплавов в состоянии сверхпластичности, хотя, видимо, здесь кроются большие возможности.

Вообще методы термодетормирования как в процессе искусственного старения алюминиевых сплавов, специальных сталей и термообработываемых сплавов титана, так и в состоянии отжига, в том числе в состоянии сверхпластичности материалов, имеют чрезвычайно большую перспективу для формообразования не только монолитных, но и сборных конструкций, и в этом направлении технологам и металлургам предстоит еще много сделать.

Помимо ограничений, которые накладывает на размеры монолитных конструкций возможности металлургии и технологии, одним из глав-

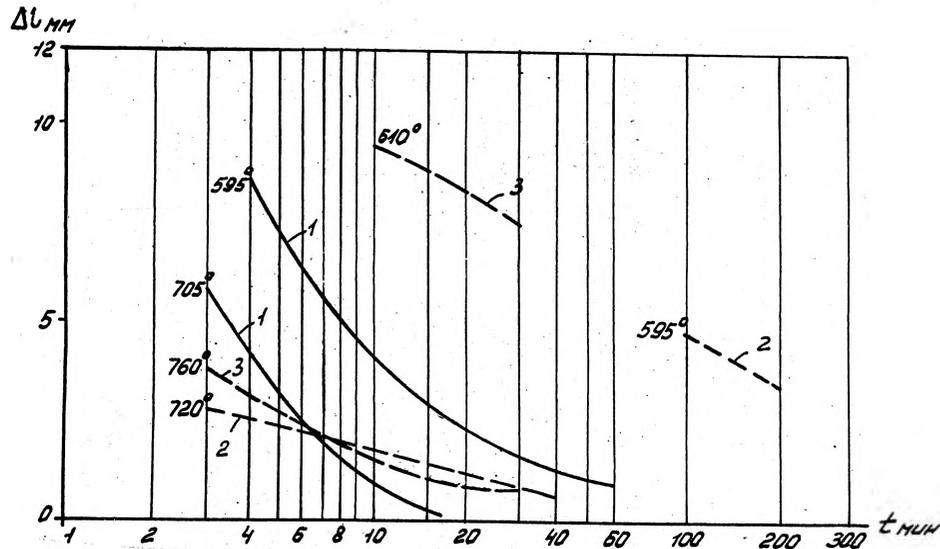


Рис. 47. Зависимость величины упругой деформации Δl после выдержки t мин в заневоленном состоянии титановых сплавов:

1 - Ti-6Al-6V-2Sn; 2 - Ti-8Al-1Mo-1V; 3 - Ti-6Al-4V

ных ограничений является минимальная толщина полотна и ребер таких конструкций, а также точность исполнения этих толщин, где, как и в других процессах, центр распределения сдвинут в сторону положительных отклонений. Это обстоятельство создает постоянное среднее утолщение конструкций, практически не зависящее от толщины полотна и обычно для обработки на станках с программным управлением равно $0,2 + 0,3$ мм. Таким образом, для полотна 2 мм толщиной привес может составить от 10 до 15%, а для толщины 10 мм соответственно 2-3%. Вес фактически работающего металла плакированных листов без обработки при толщине 2 мм на 7,5%, а при толщине 10 мм - на 6,0% меньше номинала.

Если считать, что прочность листа и плиты одинаковая, то, как это видно из рис.21, с учетом среднего привеса механообработки всегда существует толщина полотна панели, при уменьшении которой монолитная конструкция может стать невыгодной. Сейчас это толщины 3 мм. Очевидно, за счет реального увеличения точности механической обработки в ближайшее время будут выгодны монолитные конструкции толщиной выше 2 мм.

Практические границы применения монолитных конструкций, помимо размеров, определяются возможностями механической обработки и формообразования.

Все вышесказанное относится в большой степени и ко второй группе монолитных конструкций, т.е. практически ко всем остальным монолитным деталям (типа узлов, кронштейнов и т.п.), кроме панелей, лонжеронов, нервюр и шпангоутов, изготавливаемых из плит и пресованных полос.

Номенклатура конструкций второй группы весьма велика и разнообразна, большинство этих конструкций может производиться из габаритных поволоков, прутков и пресованных профильных заготовок. В практике отечественного самолетостроения до последних лет стремились исключить из конструкций самолетов такие детали, которые можно было изготовить только из габаритной поковки, т.е. из заведомо неэффективного полуфабриката. В большинстве случаев такие детали проектировались под горячую штамповку, но до освоения штамповки их разрешалось делать из габаритных поволоков. В настоящее время как у нас, так и за рубежом, в связи с уменьшением программ (см. лекции по теме I) и появлением высокопроизводительных станков с программным управлением многие детали из алюминиевых

сплавов могут экономично проектироваться для изготовления механической обработкой из габаритных поковок. В габаритных поковках практически невозможно снять внутренние напряжения после закалки, поэтому обычно приходится производить механическую обработку в два этапа: одну - в виде грубой обработки до закалки и вторую - окончательную после закалки.

Однако и при таком усложнении процесса при двухсторонней или более сложной обработке часто после обработки с одной стороны происходит настолько сильное коробление, что для установки в положение обработки следующей стороны приходится применять правку. Помимо большого удорожания производства правка часто приводит к браку (трещины на дорогих деталях) и, кроме того, создает большие остаточные напряжения, которые после обработки второй стороны опять приводят к большим короблениям. Те же явления наблюдаются и послегиба заготовки, впоследствии подвергающейся механической обработке.

Основной путь уменьшения коробления - создание и применение таких методов термообработки, при которых получались бы наименьшие внутренние напряжения. Некоторые возможности в этом направлении существуют и сейчас. Так, например, охлаждение при закалке некоторых алюминиевых сплавов в горячей или даже кипящей воде резко уменьшает коробление при механической обработке за счет снижения остаточных напряжений. Однако при этом некоторые сплавы становятся более подверженными разного вида коррозии, и, как правило, снижается прочность на 5-12% по сравнению с закалкой в холодной воде. Это обстоятельство настолько серьезно, что и у нас, и за рубежом разрабатывают специальные алюминиевые ковочные сплавы с минимальным снижением прочности при закалке в горячей воде и без снижения коррозионных характеристик. Например, у нас для этой цели был разработан сплав В-93, который впоследствии нашел более широкое применение.

Для тонких деталей до толщин 2,0-2,5 мм охлаждение в жидком азоте дает резкое снижение коробления, большие толщины при этом способе охлаждения начинают терять прочность и могут подвергнуться разного вида коррозии. В последнее время за рубежом начали применять закалку в воде с растворенными в ней специальными добавками из группы гликолевых соединений. Этот способ также может резко снизить внутренние напряжения при закалке.

При изгибе прессованных заготовок и прутков для снижения в них внутренних напряжений рекомендуется производить изгиб в два приема. Первый гиб делают больше, чем нужно (по стрелке прогиба) примерно на 20-30%, а вторым гибом в обратную сторону заготовку доводят до нужной формы.

Вопросы коробления рассматриваются так подробно потому, что правка, как в процессе механической обработки, так и окончательная, очень часто превышает по трудоемкости саму механическую обработку в несколько раз, а иногда и в десятки раз и нередко приводит к окончательному браку (трещины). Кроме того, в ряде случаев, особенно для высокопрочных алюминиевых сплавов с цинком, титановых сплавов и высокопрочных сталей, наличие больших внутренних напряжений может привести как к коррозии под напряжением, так и в отдельных случаях к водородному замедленному разрушению.

Обычно считается (подробнее об этом будет сказано в лекциях по теме 10), что для алюминиевых конструкций при КИМ не менее 15-20% можно уложиться в приемлемую стоимость самолета. Из предшествующих лекций видно, что изготовление монолитных конструкций фрезерованием из плит и других габаритных заготовок приводит к КИМ порядка 5-12%, что существенно увеличивает стоимость конструкций, в особенности при дорогих полуфабрикатах, и может быть оправдано только в практике мелкосерийного производства. Для серийного производства, как правило, приходится применять специальные, более эффективные полуфабрикаты. В первую очередь к ним надо отнести прессованные панели и профили. Прессованные панели и профили могут изготавливаться постоянного, периодического и переменного сечения. Особенно широко применяются первые две группы.

Обычно все типы указанных полуфабрикатов подвергаются обработке фрезерованием с КИМ порядка 25-75% в зависимости от изменения сечения детали и технологичности конструкции.

Размеры прессованных заготовок панелей зависят главным образом от мощности прессового оборудования. В Советском Союзе имеются самые мощные в мире горизонтальные прессы мощностью до 20000 т.

Прессованные панели делаются двумя различными методами: прессованием из плоской заготовки в плоском виде (в этом случае ширина панели не превышает 1100-1200 мм) или из круглой пропитой заготовки в виде оребренной трубы. После прессования трубу разре-

зают вдоль и разворачивают в плоскую панель, в этом случае ширина панели может достигать 3500 мм.

Минимальные толщины прессованных панелей могут быть до 3 мм, однако допуски по разностенности плоских панелей могут доходить до 0,5–0,7 мм, а панелей из труб – до 0,8–1,5 мм, поэтому обычно приходится прессовать более толстые панели и фрезеровать их до нужной толщины и большей точности.

Длины прессуемых панелей определяются площадью их сечения и максимальным размером контейнера пресса. Обычно при максимальной ширине и приведенной толщине (приведенная толщина – это площадь сечения панели, деленная на ее ширину) порядка 12–16 мм можно реально получить прессованные панели длиной до 12–15 м.

Формы сечения панелей могут быть самыми разнообразными.

Панели периодического сечения изготавливаются сравнительно редко несмотря на техническую возможность решения этой задачи. Основной причиной является понижение механических свойств металла в более толстой части панели. Дело в том, что при получении прессованной заготовки необходимо провести хотя бы минимальную деформацию слитка, обеспечивающую механические характеристики прессованной заготовки. Обычно эта деформация определяется соотношением площади сечений прессуемого слитка и получаемого из него прессованного профиля (панели). Это соотношение называют коэффициентом пропрессовки или вытяжки. Для алюминиевых высокопрочных сплавов минимальный коэффициент пропрессовки должен быть как правило не менее 12, без этого нельзя обеспечить нужные механические свойства. В то же время при коэффициенте пропрессовки более 40 в контейнере пресса развивается настолько большое давление, что не удается обеспечить нужную прочность самого контейнера. Таким образом, если мы хотим получить хорошие механические характеристики как в законцовке панели (профиля), так и в рядовом сечении, надо, чтобы отношение площадей сечений законцовки и самого профиля было не более четырех. В практике допускаются большие соотношения, но при этом часто приходится мириться с пониженными свойствами в законцовке и в переходной зоне.

На разных участках длины прессованной заготовки механические свойства обычно различны. В начальной части профиля (панели), называемой выходным концом, механические характеристики несколько лучше, чем у второго конца со стороны прессостатка. Поэтому важно

для ответственных прессованных заготовок делать проверку механических свойств с обоих концов и в расчет прочности, естественно, принимать минимальные характеристики.

Структура прессованной заготовки, как правило, неоднородна по сечению. При обычном, так называемом прямом методе прессования по сечению профиля (панели) образуется крупнокристаллический ободок. Механические статические свойства этого ободка обычно ниже свойств основного сечения и еще сравнительно мало изучены, особенно по усталостным характеристикам, однако в большинстве случаев их с некоторыми ограничениями допускают в конструкциях.

У прессованных профилей и панелей достаточно резко обнаруживается анизотропия механических статических характеристик. Анизотропия усталостных характеристик практически до сих пор не исследована.

Если принять за 100% предел прочности и предел текучести по длине основного профиля, то в панелях крупных сечений поперечные характеристики могут быть порядка 85-90%, а высотные - порядка 70-75%, по удлинению поперечные до 75-80%, а высотные до 60%.

Изготовление панелей монолитной конструкции из прессованных заготовок производится в основном механической обработкой. Как правило, сложность и объем механической обработки, в основном фрезерования, зависит от необходимых изменений сечения по длине панели. На рис. 48 показаны разные варианты обработки в зависимости от конструкции.

Несмотря на значительно меньший съем стружки при обработке прессованных заготовок по сравнению с изготовленными из плиты, трудоемкость обработки часто снижается значительно меньше. Основной причиной является необходимость для всех вариантов обработки, показанных на рис. 49, двух установов панели для обработки наружной поверхности и реберной части, а также необходимости установки фрезы по фактическому положению ребер. Эта необходимость является следствием так называемой саблевидности, органически возникающей при изготовлении прессованных заготовок панелей и имеющей довольно грубые допуски порядка 0,6-1,0 мм на 1 погонный метр длины и, таким образом, при восьмиметровой панели достигающей величины 5-8 мм.

Соответствующее увеличение припусков на заготовку резко снижает КИМ и поэтому практически в подобных случаях редко используется.

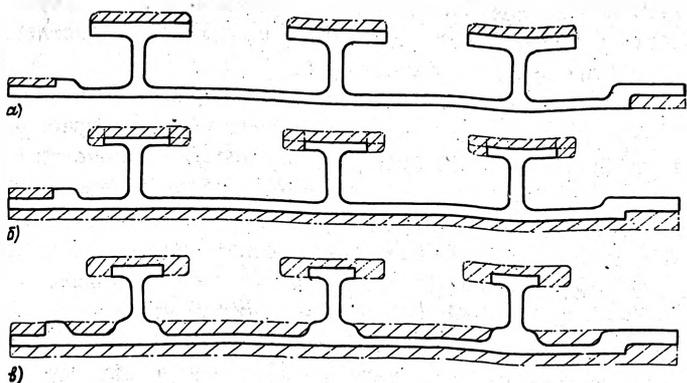


Рис. 48. Различные варианты обработки прессованных панелей:

а - обработка только толщины полок и стыка; б - обработка полок по толщине и по ширине с обработкой наружной поверхности полотна и стыка; в - обработка наружной поверхности полотна и внутренней поверхности полотна между ребрами, обработка полок по толщине и ширине

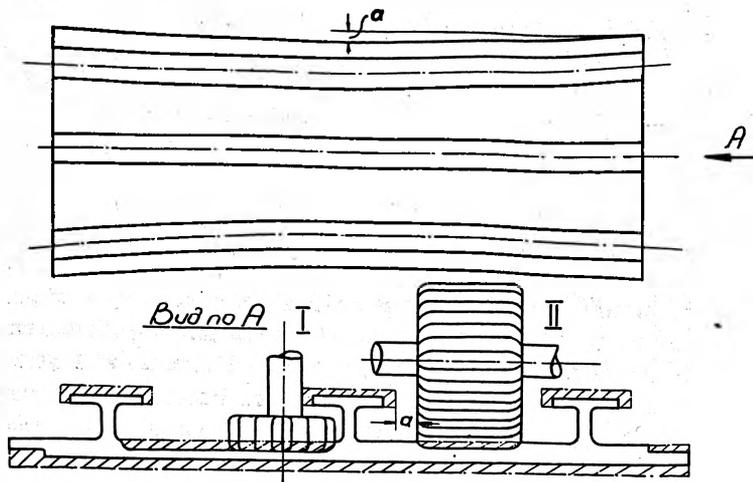


Рис. 49. Саблевидность прессованных панелей и особенность их обработки: а - максимальная саблевидность ребра на всей длине панели; I - вариант обработки полотна с внутренней стороны с копированием фактической саблевидности; II - вариант обработки полотна с внутренней стороны катужной фрезой отступа от полки на величину саблевидности

В некоторых станках с копировальным управлением (станок КФП-1) по предложению автора данного конспекта было установлено приспособление для коррекции перемещения фрезы по фактической саблевидности. Этот прием может с успехом использоваться на станках с программным управлением как одно из направлений применения адаптивного управления.

Помимо указанного обстоятельства усложнение механической обработки часто вызывается также необходимостью многих проходов с разным инструментом и малой производительностью при работе грибковыми фрезами (см., например, рис. 49, вариант I). Обработка наружной части полотна прессованных панелей требует специальных вакуумных столов.

Из всего сказанного можно сделать вывод, что несмотря на большие (как правило, в 2,5-3,5 раза) подачи, трудоемкость фрезерования на 1 кг массы конструкции прессованных панелей достаточно высока и в некоторых случаях может близко подходить к трудоемкости фрезерования вафельных панелей из плит. В этом случае разница в стоимости плиты и прессованной заготовки может сделать более выгодным фрезерование из плиты.

Так как прессованные заготовки поступают с предварительной растяжкой, снижающей внутренние напряжения вдоль длины панели, то коробление в процессе механической обработки сравнительно незначительно и вызывает обычно небольшой объем правки после механической обработки. Для увеличения усталостной выносливости необходимо производить всестороннее упрочнение панелей. Формообразование панелей из прессованных заготовок производится теми же методами, что и при изготовлении из плит.

В конструкциях из прессованных панелей основными участками, опасными в смысле усталостных разрушений, кроме отверстий под соединения, являются места начала ребер, места законцовок и места усиления, т.е. все те участки, где есть эксцентриситет потока сил. Конечно, эти же места конструкции являются опасными в усталостном отношении и для панелей, изготовленных из плит.

В обработке и свойствах механически обработанных профилей из прессованных заготовок практически нет разницы по сравнению с ранее указанными. Основная разница заключается главным образом в типаже станков и в методах базирования и фиксации профилей во время обработки.

Помимо обычных приспособлений, фиксирующих и базирующих профиль во время обработки по всей длине, в том числе с откидывающимися автоматически по мере прохода обрабатывающих головок фиксаторами, применяются также и местные скользящие прижимы и базы в виде фильер или прижимных роликовых кареток (по типу впервые примененных на станке КСФ-20).

Для уменьшения коробления полезно во время фрезерования профиля растягивать по длине.

Сложные пространственные монолитные конструкции, которые нельзя изготовить из плит или из прессованных заготовок, в опытном или мелкосерийном производстве, как уже было сказано, изготавливают из габаритных поковок, а в серийном производстве — из горячих штамповок.

Из рис. 50 видно, как быстро растет применение горячей штамповки в самолетостроении.

Увеличению габаритов монолитных конструкций способствовало широкое строительство во всем мире все более мощных прессов. Сейчас в СССР имеется один из самых мощных в мире прессов мощностью 70 000 т.

Если принять за главный параметр потребной мощности для изготовления горячих штамповок толщину полотна штамповки, то необходимую удельную мощность в тоннах на квадратный сантиметр можно грубо определить из рис. 51. Из рисунка видно, например, что при толщине полотна в среднем 15 мм на прессе мощностью 70 000 т возможна площадь штамповки до 21000 см². Конечно, необходимая мощность существенно зависит также и от высоты и толщины ребер, от формы и размеров образующихся в заготовке впадин и т.п.

Из рисунка, казалось бы, можно сделать вывод, что, увеличивая удельное давление, можно получить любые тонкие штамповки. Это неправильно, так как при очень высоких удельных давлениях, порядка 7-8 т/см², уже деформируется материал штампов. В связи с этим штамповки даже средних размеров не удастся сделать с полотном менее 4-5 мм.

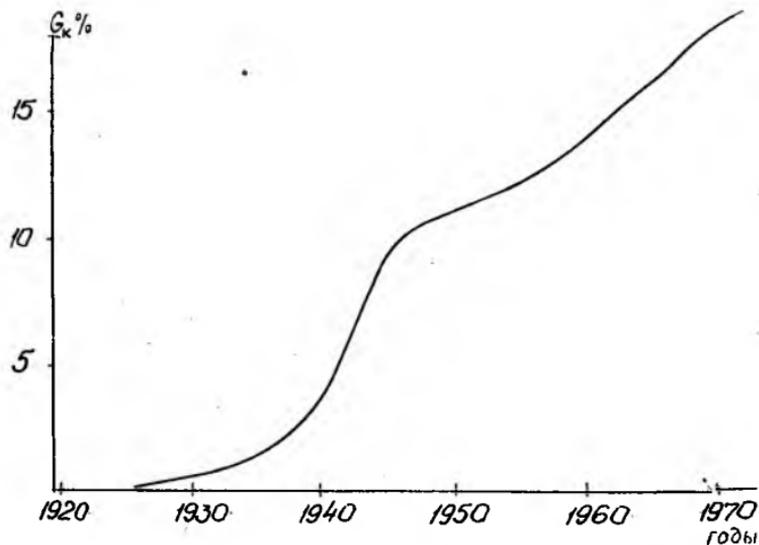


Рис. 50. Рост удельного веса деталей из штамповки в весе конструкции, $G \%$ -вес деталей из горячей штамповки по отношению к весу конструкции в процентах

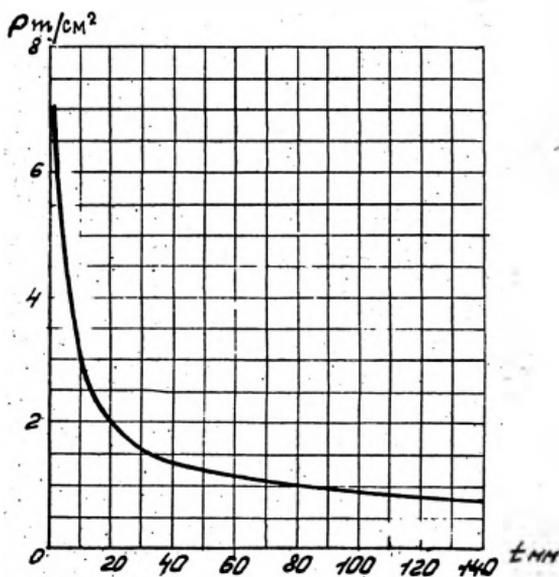


Рис. 51. Удельное давление горячей штамповки на прессах, t мм - толщина полотна детали

Допуски на изготовление штамповок достаточно велики, поэтому часто приходится обрабатывать не только сопрягаемые поверхности, но и другие, вплоть до обработки всей поверхности для получения минимального привеса. Длительная практика проектирования конструкций, изготавливаемых из горячей штамповки, привела к выводу, что при среднем КИМ=0,5 практически приходится обрабатывать в основном сопрягаемые поверхности, при меньшем КИМ необходимо каждый раз решать, что надо обрабатывать дополнительно для снятия лишнего веса.

Необходимо заметить, что бытующий термин КВТ – коэффициент весовой точности – не имеет никакого практического смысла, так как речь идет не о точности, а о степени использования заготовки детали. Другой коэффициент, учитывающий процент обрабатываемых поверхностей горячей штамповки, практически трудно вычисляется и не дает представления об объеме механической обработки, поэтому автор как в своей практической работе, так и в лекциях этими коэффициентами не пользуется и не рекомендует ими пользоваться.

Во многих случаях наибольший привес получается за счет излишне толстого полотна штамповки и больших допусков на изготовление. В этой ситуации очень важно выбрать такую конструкцию, в которой для снятия максимального привеса от штамповки требовался бы минимальный объем механической обработки, как, например, показано на рис. 52.

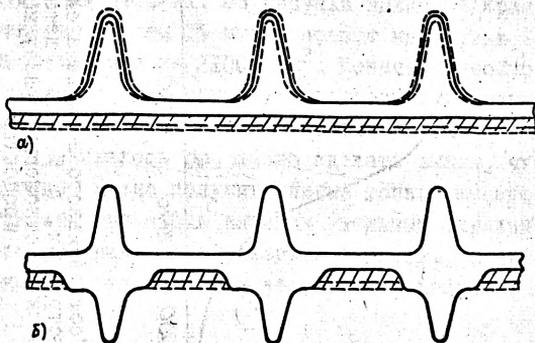


Рис. 52. Конструирование деталей из горячей штамповки с минимальной механической обработкой: а – деталь с односторонним оребрением; б – деталь с двухсторонним оребрением

Для каждой программы производства и конструкции детали существуют условия, при которых ее выгоднее делать из габаритной поковки фрезерованием, а не механической обработкой кругом горячей штамповки. Это особенно относится к деталям с односторонним не очень высоким оребрением. По трудоемкости и главным образом по стоимости со сложными узлами, изготовленными из алюминиевых сплавов горячей штамповкой, могут в ряде случаев конкурировать сварные узлы из недорогих листовых сталей, иногда они могут получиться и легче. Для деталей из горячих штамповок с малым коэффициентом использования прочности материала (КИПМ), например, если по расчету толщина стенок требуется 1,5 мм, а по условиям изготовления деталь надо делать из горячей штамповки обработкой кругом с толщиной стенки не менее 2,5 мм и малым КИМ (например, порядка 0,2 - 0,3), есть смысл попробовать сделать сварную конструкцию из свариваемых термически неупрочняемых алюминиевых сплавов. На рис. 53 и 54 показаны примеры таких узлов сложной формы.

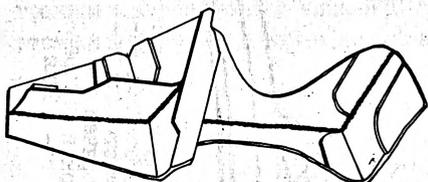


Рис. 53. Сварной вариант конструкции узла

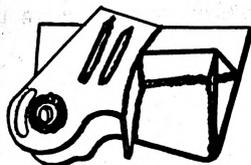


Рис. 54. Сварной вариант конструкции кронштейна

Обычное представление о том, что всегда механические свойства детали, изготовленной из горячей штамповки, по всем направлениям лучше, чем у поковки, правильно только в том случае, если конструкция детали и технология изготовления горячей штамповки специально продуманы для обеспечения равномерности свойств. Правда, при изготовлении деталей из больших поковок, требующих больших по размерам слитков, почти всегда анизотропия, особенно по удлинению, у поковок больше, чем у горячих штамповок, и все характеристики в среднем ниже, чем у штамповок.

На рис. 55 показана конструкция рельса закрылков, сделанного из горячей штамповки стали 40ХМНА. Конструктор и штамповщик не учли, что напряжения от поперечного изгиба роликами каретки создадут наибольшие напряжения именно поперек волокон горячей штамповки.

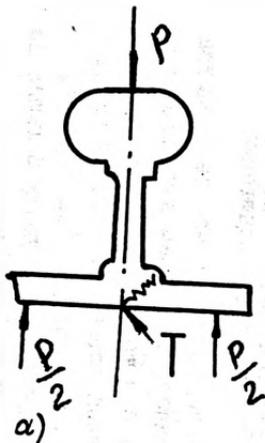
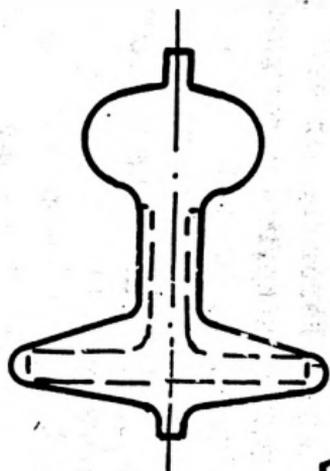
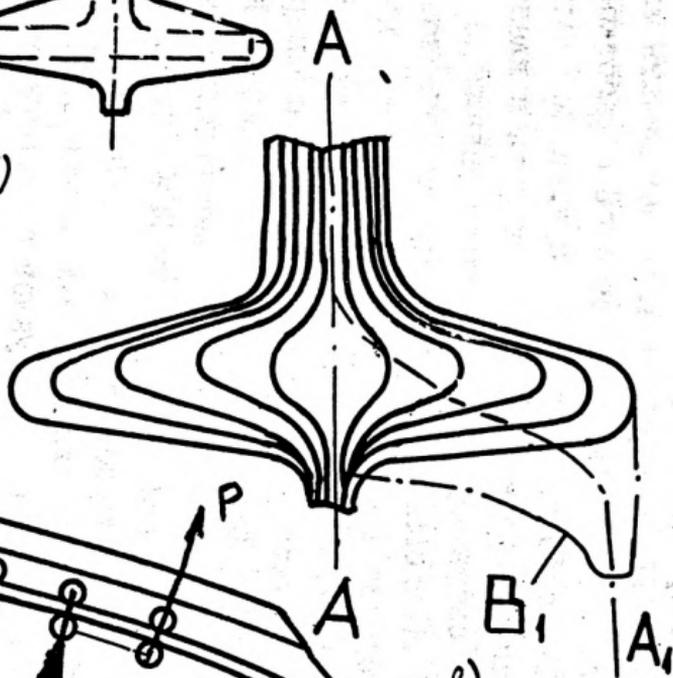


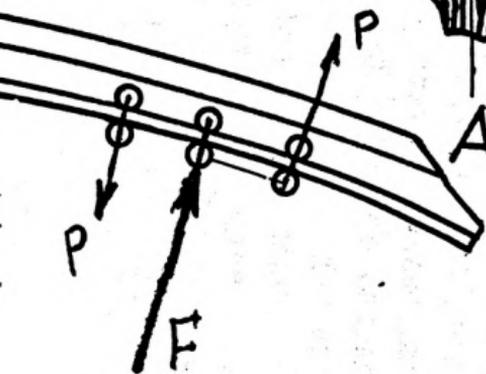
Рис.55. Рельс для перемещения закрылка:
 а - схема нагружения при поперечном изгибе сечения рельса, Т - место появления трещины; б - сечение горячей штамповки; в - направление волокон материала в нижней части сечения; г - общая схема нагружения рельса



b)



b)



В результате при эксплуатации появились усталостные трещины. Выбор плоскости разреза А-А привел к неправильному расположению волокон. Если назначить поверхность разреза по АА₁ (форма сечения штамповки показана пунктиром), волокна будут расположены более правильно.

Разброс механических характеристик горячих штамповок по разным направлениям больше, чем у прутка малых размеров, но за счет того, что эти свойства обычно выше стандартных, этот разброс мы редко ощущаем в виде недостатка прочности.

Характеристики усталостной прочности у штамповок с необработанной кругом поверхностью (особенно у стальных), как правило, значительно ниже, чем у гладких образцов. Это объясняется целым рядом причин. Основной является большая шероховатость и состояние поверхности штамповок, в результате чего резко снижается усталостная прочность (рис.56). Особенно важно изменение состояния поверхности в виде обезуглероживания у штамповок из углеродистых сталей, альфирования у титановых сплавов, улетучивания хрома по границам зерен сталей типа ВНС-5 и др. Наиболее благополучны в этом отношении штамповки из магниевых и алюминиевых сплавов.

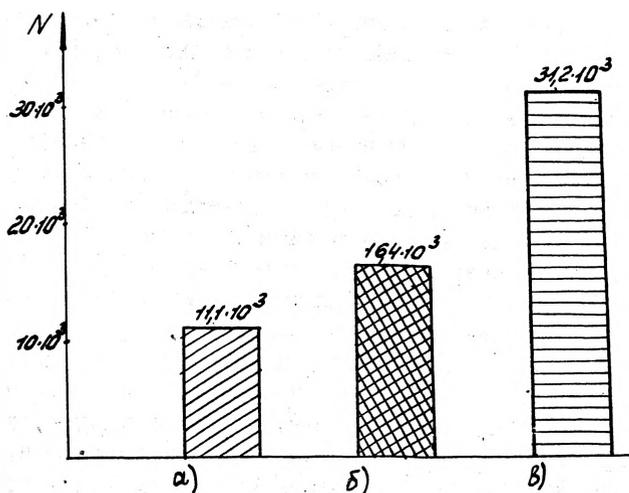


Рис.56. Усталостные характеристики горячих штамповок из стали 30ХГСНА ($\sigma_s=160$ кгс/мм): а - из-под штампа; б - шлифованы кругом на глубину 0,5 мм; в - из-под штампа с последующим дробеструйным упрочнением; N - долговечность

Обычно считается, что внутренние остаточные напряжения в горячих штамповках, достигающие очень большого уровня, исчезают при последующем отжиге или нагреве под закалку. В случае отжига, например, горячих штамповок титановых сплавов действительно внутренние напряжения I-го рода снимаются, но, как показали наши исследования, напряжения 2-го рода почти не снимаются. При нагреве под закалку остаточные напряжения практически снимаются, однако при охлаждении во время закалки они за счет сложности и неравномерности форм и сечения штамповок значительно возрастают и, как правило, полностью остаются в горячих штамповках, создавая не только последующее коробление при механической обработке, но и вызывая в ряде случаев разрушения от коррозии под напряжением, например, высокопрочных алюминиевых сплавов системы алюминий-цинк, высокопрочных углеродистых сталей, титановых штамповок (в условиях солевой коррозии с нагревом). В некоторых титановых сплавах, например BT-22, местные внутренние напряжения 2-го рода могут явиться причиной неравномерного содержания водорода с недопустимой его концентрацией в отдельных местах. Анизотропия усталостных характеристик горячих штамповок может быть существенной, и хотя исследований в этом направлении очень мало, имеющиеся данные показывают, что, например, повторностатическая прочность в разных направлениях может различаться в 1,5 раза.

Несмотря на указанные неравномерности механических характеристик горячих штамповок, их нижний уровень достаточно велик, и поэтому до сих пор существенных трудностей не было, однако в связи со все более жесткими условиями эксплуатации все чаще начали появляться разрушения, начинающиеся с необработанной полностью поверхности. Это относится в основном к штамповкам из углеродистых высокопрочных сплавов и частично - к штамповкам из титановых сплавов, прошедших закалку и старение.

При анализе таких поломок обнаружилось, что их причинами, кроме рассмотренных, часто являются и чисто механические дефекты поверхности в виде так называемых зажимов, заковок, прострелов, шлаковых и других неметаллических включений на поверхности. Такие дефекты должны быть устранены, и удаление их должно быть проконтролировано на сталях магнитным методом, а на немагнитных материалах - методом проникающих красок. При удалении таких дефектов необходимо плавно снять материал, чтобы не образовать концентрации напряжения. После удаления местных дефектов для ответственных

детали из высокопрочных материалов: алюминиевых сплавов, сталей и всех штамповок титановых сплавов — необходимо провести всестороннее упрочнение на достаточную глубину (порядка 0,2–0,3 мм).

Одним из мало пока применяемых, но эффективных способов снижения привеса штампованных деталей является общее РХТ на глубину наименьшего фактического положительного отклонения от крайнего минусового размера. Таким путем часто удается без дополнительной механической обработки получить снижение привеса от горячей штамповки в несколько раз, хотя эта операция требует предварительного обмера фактических толщин штамповок в необрабатываемых местах. Так как при механической обработке кругом деталь приходится измерять как до, так и после механической обработки, то способ общего РХТ после обмеров является менее трудоемким и дорогостоящим, чем механическая обработка кругом. После травления, как правило, нужно обеспечить обезводороживание стальных и титановых штамповок до безопасных пределов.

С учетом всего изложенного необходимо широко применять монолитные детали из горячей штамповки. Для ответственных деталей в основном крупных размеров применение горячей штамповки должно определяться не столько экономическими соображениями, сколько соображениями достаточной прочности и надежности. В ряде случаев самые ответственные детали делают из горячей штамповки, начиная с опытной машины. Остальные детали обычно разрешают делать на какое-то количество машин временно из поковок. Это бывает необходимо ввиду того, что полное оснащение горячими штамповками вновь осваиваемой в серийном производстве машины среднего размера на среднем по мощности заводе продолжается от 6 до 12 месяцев и в это время необходимо иметь возможность запуска части таких деталей из поковок. Обычно в первую очередь осваивают самые ответственные детали и детали, требующие большого объема механической обработки из поковок.

Последовательность в освоении горячих штамповок лимитируется обычно возможностями изготовления не только штампов, но и станочных приспособлений, которых требуется для обработки деталей из штамповки в среднем по 2,5–3,5 наименования на штамповку, а для обработки из поковок требуется, как правило, ничтожное количество оснастки. Испытания на прочность проходят обычно в агрегатах и машинах, собранных из деталей, только частично изготовленных из

горячих штамповок. При полном внедрении горячих штамповок в этом случае приходится проводить повторные отдельные статические испытания и корректировать вес конструкций из поковок в сторону увеличения. По более чем 30-летнему опыту автора, конструкции таких деталей следует делать сразу как для горячей штамповки со всеми штамповочными уклонами, радиусами и толщинами и при необходимости временного изготовления из поковок делать их также по серийному чертежу со всеми штамповочными уклонами, радиусами и другими особенностями. В этом случае испытания на прочность даже при изготовлении деталей из поковки будут проходить в тех же конструкциях, что и при изготовлении их в серийном производстве из горячих штамповок.

Так как в горячих штамповках материал несколько прочнее и надежнее чем в поковках, то испытания конструкции дадут некоторый запас прочности. Учитывая изложенное, надо категорически отвергнуть пока еще широко бытующую практику, когда детали конструируются сначала для изготовления из поковок, а потом переконструируются для горячей штамповки (рис. 57).

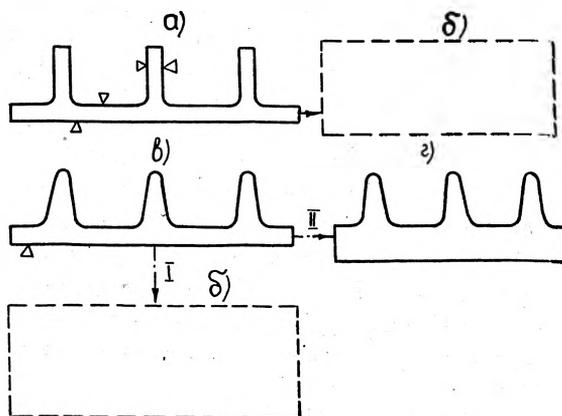


Рис. 57. Изменение конструкций детали:
 I - конструкция под изготовление из поковки; II - конструкция под изготовление из горячей штамповки

Возражения конструкторов против штамповочных радиусов у основных ребер бабышек и в других переходах сечения штамповки и стремление привести их к очень малым радиусам, возможным при ме-

ханической обработке, обычно необоснованны. Дело в том, что малые радиусы при штамповке, которые можно получить, например, методом так называемого экструзионного штампования, ведут к очень резким изменениям направления волокон, что, в свою очередь, ведет к резкому падению прочности и пластичности при отрыве ребра и к существенному падению пластичности полотна детали в местах образования ребер. Еще значительно получается потеря в этих же местах по усталостной выносливости. В ряде случаев выносливость таких деталей может быть хуже, чем у деталей, фрезерованных из поковки с такими же радиусами у ребер. Надо тщательно разрабатывать конструкцию ответственных монолитных деталей, не только учитывая геометрические требования технологии горячей штамповки, но и всесторонне продумывая и задавая в процессе конструирования основы технологии штамповки с учетом возможности получения нужного направления волокон и вероятности допустимой анизотропии.

Для ответственных деталей, независимо от того, где они штампуются, — на металлургическом или самолетном заводе, необходима также разработка технологии штамповки с проверкой по всем важным сечениям макроструктуры (направление волокон и др.) и с механическими испытаниями образцов. Эти проверки должны повторяться при малейшем изменении первоначально отработанной технологии. По самым ответственным деталям они должны производиться выборочно периодически.

Только при соблюдении таких требований можно не задавать дополнительных коэффициентов безопасности для деталей, изготовляемых из горячей штамповки. Напомню, что по нормам прочности ряда зарубежных стран при расчете на прочность деталей из горячей штамповки требуется вводить дополнительные коэффициенты безопасности 1,5–2, которые можно снимать только после нескольких контрольных статических испытаний деталей из горячих штамповок.

Таким образом, горячие штамповки составляют или могут составлять большую долю в конструкции. Так, практически в некоторых современных конструкциях удельный вес деталей, изготовленных из горячей штамповки, доходит до 20–22% от веса всей конструкции.

В ближайшем будущем, видимо, не будет серьезного увеличения этого процента и, вероятно, в связи с уменьшением серийности и с более широким применением монолитных конструкций, изготовленных

на станках с программным управлением, а также сварных конструкций из сталей и титановых сплавов, этот процент будет снижаться.

Точность изготовления горячих штамповок из алюминиевых сплавов практически несколько выше, чем точность изготовления штамповок из сталей и титановых сплавов. Поэтому из-за большой плотности последних материалов применение горячих штамповок из титана и сталей без полной их механической обработки кругом (что чрезвычайно дорого) вызывает большие абсолютные привесы, чем применение штамповок из алюминиевых сплавов. В этом заключается одна из главных причин значительно меньшего роста относительного применения стальных штамповок по сравнению с алюминиевыми.

В качестве примеров конструкций деталей из горячих штамповок показаны некоторые монолитные конструкции, спроектированные под изготовление из горячей штамповки (рис. 58-62).

Видно, что несмотря на большое разнообразие форм, основные требования, предъявляемые этим типом полуфабриката, — наличие простой поверхности разреза и перпендикулярности к ней основных элементов детали, — ограничивают применение штамповки и вынуждают конструктора применять сборноштампованные конструкции или литье при необходимости более сложных форм.

Богатство форм конструкций из литья по существу неисчерпаемо и лишь в некоторой степени иллюстрируется рис. 63-67.

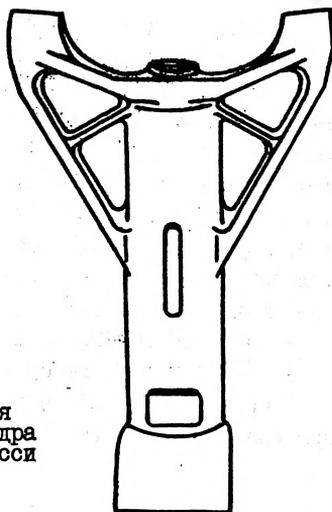


Рис. 58. Горячая штамповка цилиндра амортизатора шасси

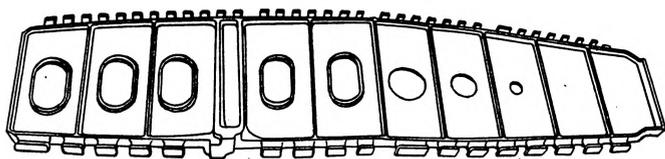


Рис. 59. Горячая штамповка силовой нервюры

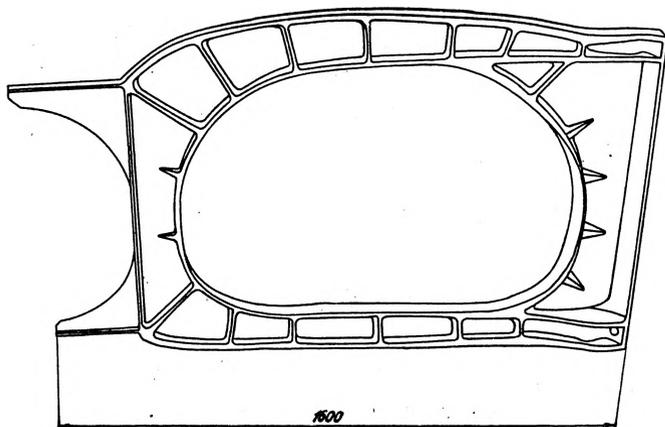


Рис. 60. Горячая штамповка рамы лонжерона

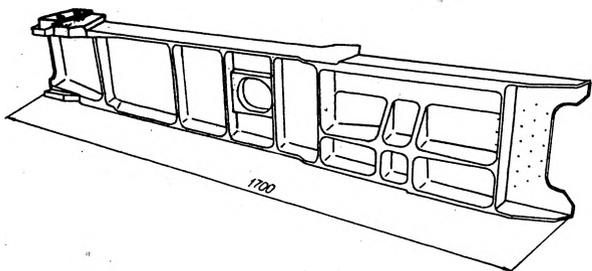


Рис. 61. Горячая штамповка лонжерона

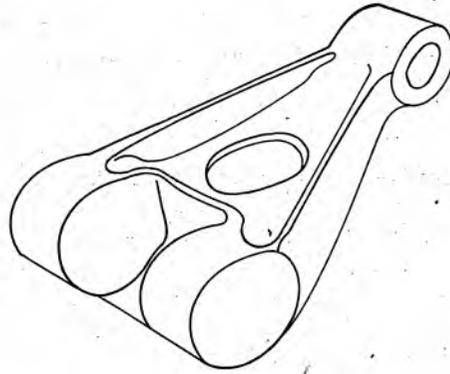


Рис. 62. Горячая штамповка, звено шлиц-шарнира

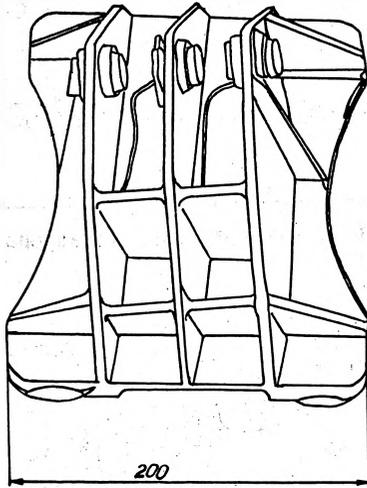


Рис. 63. Литой кронштейн

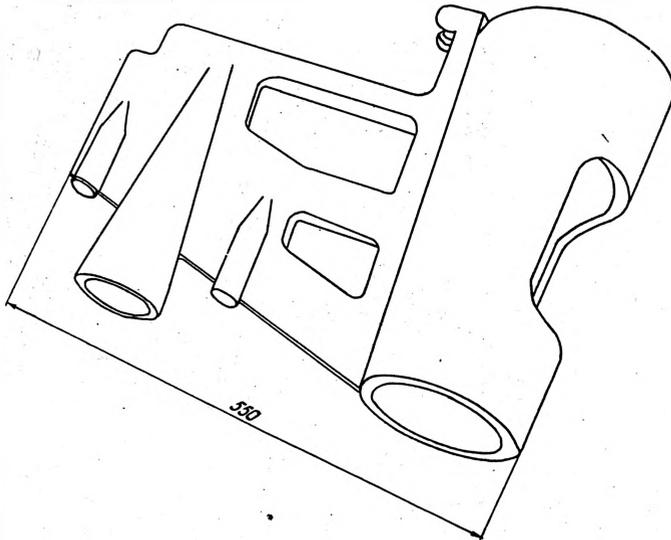


Рис. 64. Литая законцовка

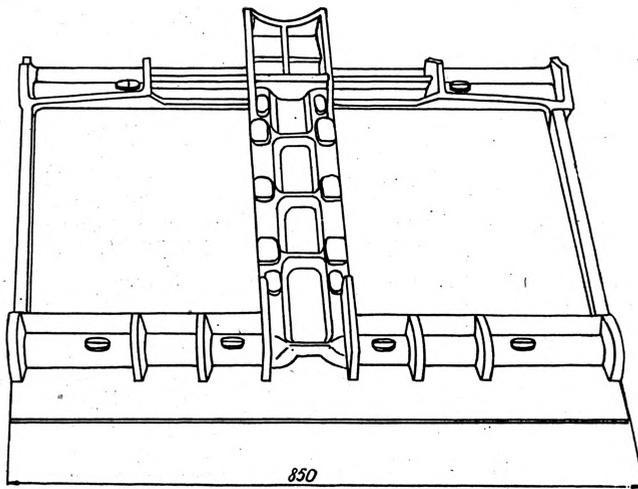


Рис. 65. Литая рама

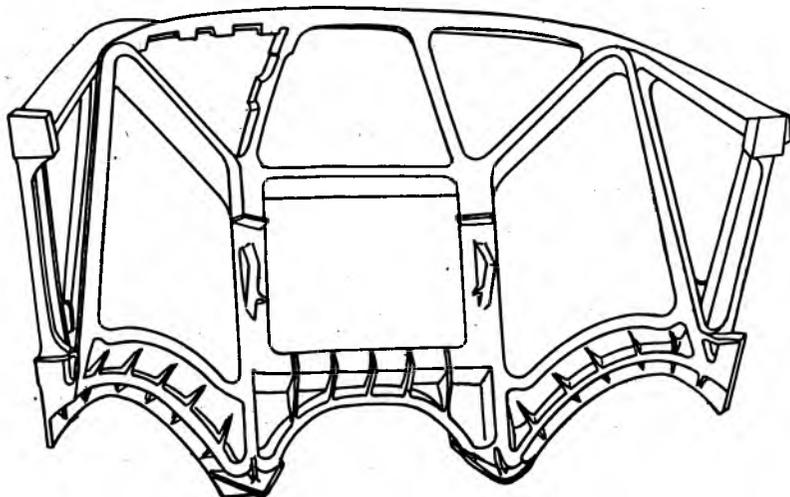


Рис. 66. Литая рама фонаря

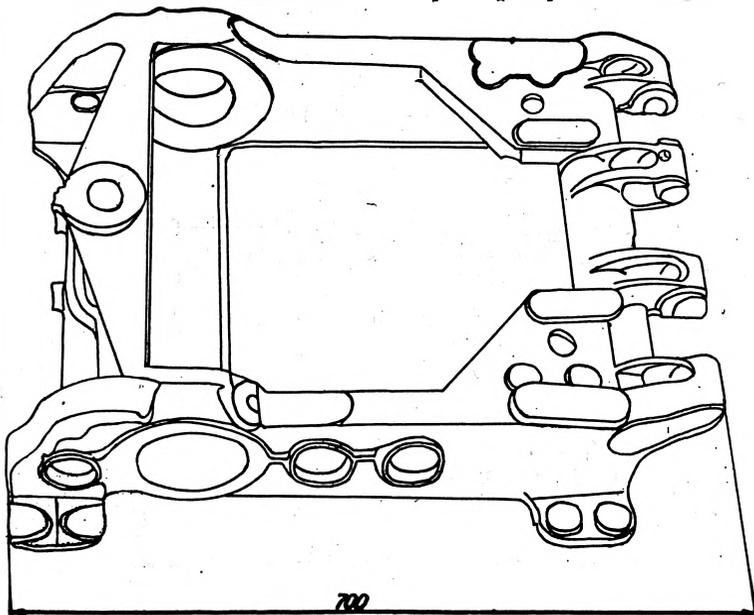


Рис. 67. Литое основание механизма

Ограничения, накладываемые на форму конструкций литейными процессами, гораздо меньше, чем при горячей штамповке. Литейные процессы создают очень широкие возможности. Однако до сих пор удельный вес литых деталей в конструкции составлял не более половины - четверти удельного веса горячештампованных деталей. Лишь в последние годы намечилось некоторое увеличение применения литья. Основными сдерживающими факторами является несколько более низкие механические характеристики (особенно удлинение) литейных сплавов и ряд дефектов в отлитых деталях, снижающих их надежность и часто ухудшающих кратковременные и ресурсные характеристики.

Механические свойства деталей из отливок могут быть достаточно неравномерны в разных местах одной отливки, они меняются в разных конструкциях деталей и при изменении технологии их отливки. Влияние технологии очень существенно сказывается на разнице свойств материала в разных местах отливки. Некоторая нестабильность режимов и условий технологии литья, например, по температуре заливаемого расплава, влажность воздуха или наличие, скажем, примесей кислорода в защитной атмосфере и т.п. создают существенный разброс свойств между различными деталями, внутри разных элементов деталей и между разными отливками одной детали даже одной плавки.

Самое наглядное представление о разнице между свойствами собственно литого материала и этого же материала в отливке детали дадут испытания так называемых отдельно отлитых стандартных образцов (по стандартной хорошо отработанной технологии) и образцов, вырезанных из разных мест отлитых конкретных деталей.

Во многих технических условиях на отливки из алюминиевых, магниевых и других сплавов существует допущение, разрешающее на вырезанном из детали образце предел прочности до 75%, а удлинение до 50% от свойств, регламентированных для каждого сплава и проверяемых по отдельно отлитым образцам (в большинстве случаев это снижение малооправданно).

Большое влияние на прочность, надежность и ресурс литых деталей оказывает чувствительность самого литейного сплава к обычным литейным дефектам. Например, такие показатели, как вязкость разрушения K_{IC} , повторностатическая выносливость, чувствительность к надрезу при испытании с перекосом и др., дают возможность сравнить разные литейные материалы и внедрять менее чувствительные к дефектам литья. При прочих равных условиях (конструкция, технология и условия отливки) материал с меньшей чувствительностью к дефектам дает более прочные, надежные и долговечные детали.

Неудивительно, что в нормах прочности как у нас, так и за рубежом для расчетов на прочность деталей из литья требуется вводить добавочные коэффициенты безопасности 2 с допущением снижения этого запаса при проведении нескольких статических (и иногда усталостных) испытаний конкретных деталей, отлитых по конкретно установленной технологии. Именно это ограничение является основной причиной сравнительно малого применения литья в конструкции самолетов.

Такие ограничения на использование прочности литого металла основаны, как правило, на не очень хороших результатах старой литейной практики, для которой характерны отливка в землю, открытая плавка, не очень чистые шихтовне и вспомогательные материалы, слабое применение методов неразрушающего контроля и др. В некоторой степени они справедливы. Однако совершенно, например, неоправданна такая конструкторская и расчетная практика, когда, вводя в расчет дополнительный коэффициент безопасности 2, применяют его к 75% прочности от стандартных свойств металла в отдельно отлитых образцах. Это недопустимо, так как снижение свойств металла в технических условиях на отливки в размере до 75% от прочности металла уже учитывает тот разброс, из-за которого введен дополнительный коэффициент безопасности 2.

До последних лет удельный вес деталей из литья в конструкции пассажирских самолетов не превышал обычно 4-7%. Однако специальные работы по исследованию и совершенствованию литейной технологии и сплавов показали, что сравнительно просто это значение можно довести до 10-12%, а при полной реконструкции литейных цехов и создании при них испытательных лабораторий применение литья можно увеличить реально до 15-18%.

Основными направлениями работ по расширению применения литья являются:

а) изучение влияния конкретных типовых дефектов литья на конструкционную прочность;

б) разработка и выбор сплавов высокой прочности с хорошими литейными характеристиками и малой чувствительностью к литейным дефектам;

в) создание высокого технического уровня литейной технологии и применение шихты высокой чистоты;

г) создание при литейных цехах хороших лабораторий.

Основные группы типичных литейных дефектов, снижающих механические характеристики, ресурс и надежность деталей:

а) газовая пористость, или шире — общее количество газов в отливке;

б) неметаллические включения;

в) трещины;

г) структурная неоднородность металла;

д) недостаточно высокое качество поверхности;

е) незаливки, утяжины и другие дефекты заполнения формы.

Современная технология литья деталей из титановых сплавов может служить примером того, как при соответствующих условиях можно резко повысить надежность литья и практически обеспечить одинаковые свойства не только отдельно отлитых и вырезанных из деталей образцов, но и одинаковые свойства с деформированным металлом. На рис. 68 показано распределение предела прочности и удлинения в отливках и образцах из сплава BT5-I. На этом же рисунке показаны требования технических условий к литому сплаву BT5-I и соответствующие ТУ для этого же деформированного сплава. В таких отливках почти полностью отсутствуют газы, неметаллические включения, трещины, структурная неоднородность, и качество поверхности вполне удовлетворительно.

Подобные результаты получаются за счет того, что как плавка, так и разливка в формы в этом случае производится в вакууме (порядка 10^{-3} мм рт.ст.). Расплав получается из электрода, изготовленного гарнисажной плавкой из высокочистой шихты в вакууме и прессованном. Заливка производится центробежным способом в графитовые формы, сделанные из компонентов высокой чистоты, — графитизированные при высокой температуре (в одном из вариантов технологии при температуре до 1800°).

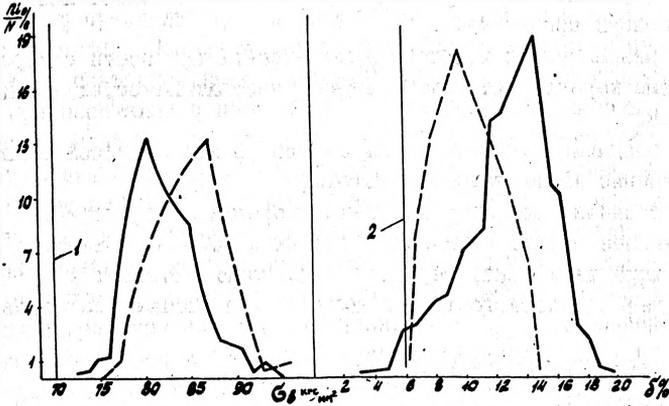


Рис. 68. Сравнение механических характеристик литья: — в отдельно отлитых образцах; ---- в образцах, вырезанных из деталей; 1 - требования техусловий к пределу прочности σ_0 ; 2 - требования техусловий к удлинению $\delta\%$

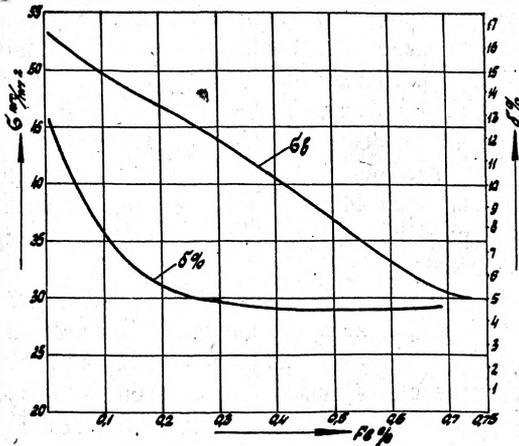


Рис. 69. Влияние примесей железа на механические свойства алюминиевого литейного сплава: σ_0 - предел прочности; $\delta\%$ - процент удлинения

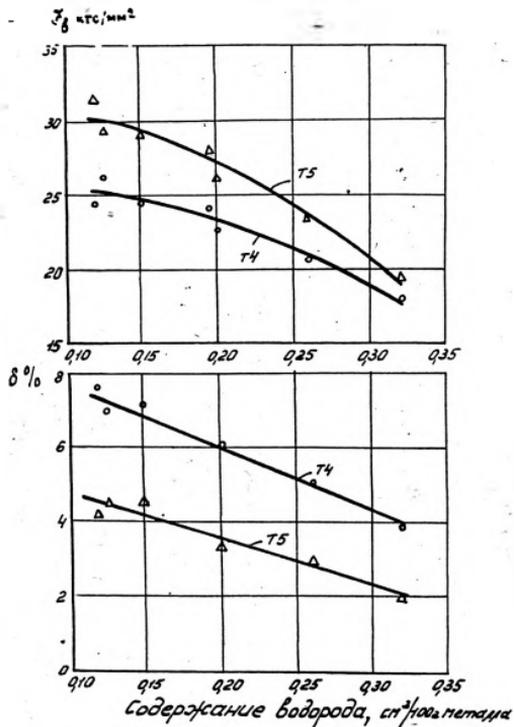


Рис. 70. Влияние содержания водорода в алюминиевом литье на прочность σ_0 и удлинение δ %

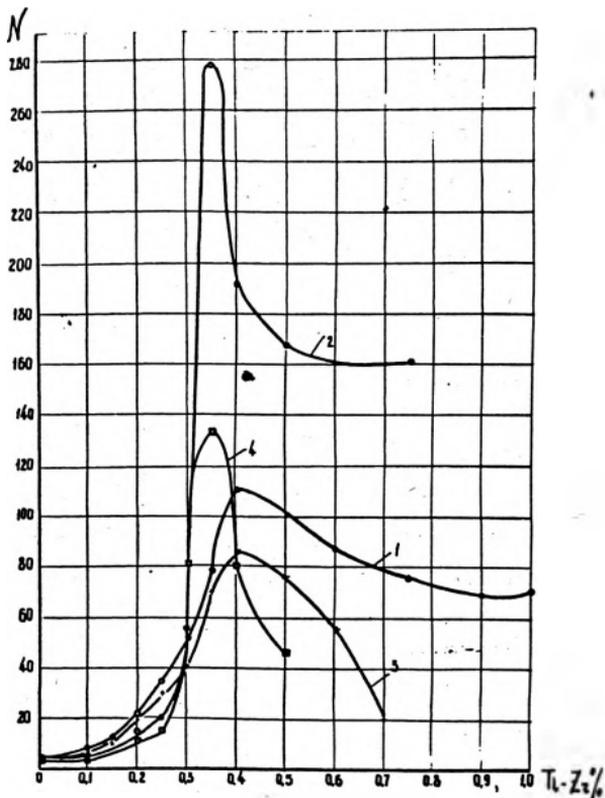


Рис. 71. Изменение величины зерна в зависимости от вида и содержания модификатора: 1 - титан-фторцирконат калия; 2 - цирконий-фторцирконат калия; 3 - титан, лигатура алюминий-титан; 4 - цирконий, лигатура алюминий-цирконий

Несмотря на большую стоимость такого процесса, высокое качество отливок позволяет применять их без дополнительного запаса прочности и получать для сложных деталей большой выигрыш в весе и стоимости обработки.

Не менее хорошие результаты получаются при вакуумной плавке сталей типа ВНД-3, хотя в этом случае большую роль играет исключительно малая чувствительность самого металла к литейным дефектам.

Проведенные недавно большие работы по совершенствованию технологии литья из высокопрочных алюминиевых сплавов показали очень сильное влияние не только обычных параметров технологии литья (обработка литниковой системы, применение холодильников и т.п.), но и, например, влияние чистоты шихты и загрязнения металлическими примесями расплава от металлов, литейного инструмента и оборудования. На рис. 69 показано исключительно сильное влияние примеси железа на прочность и особенно удлинение алюминиевого сплава. На эти же показатели сильно влияет также водород (рис. 70). Заметим, что обычный уровень содержания водорода при существующей технологии может достигать $0,25-0,35 \text{ см}^3/100 \text{ г}$ металла и более (при отсутствии сдаточного контроля).

Величина зерна существенно зависит от способа модификации и количества модификаторов и, как видно на рис. 71, может при этом меняться в 5-6 раз.

Эти отдельные примеры показывают, что литейное производство, совершенствованию которого до сих пор уделялось явно недостаточно внимания и средств, таит в себе большие возможности улучшения качества и надежности литья.

Необходимо в ближайшее время реконструировать литейные цехи на совершенно новой основе, существенно пересмотреть технологию литья, требования к чистоте шихты, культуре производства и, отобрав по нескольку перспективных сплавов каждой группы:

алюминиевых, титановых и стальных, резко ужесточить по ним технические условия, расширив количественный контроль химического состава на все, хотя бы и ничтожные, вредные примеси и газы, применить четкие методы неразрушающего контроля.

Требуется провести систематические исследования влияния типовых дефектов литейного происхождения на механические характеристики, как кратковременные, так и ресурсные, и связать уровень допустимых в разных случаях дефектов с конкретными показателями эффективных методов неразрушающей дефектоскопии. Надо разработать стандарты на методы такого контроля и регламентировать, в зависимости от ответственности и нагруженности литых деталей, группы комплекса контрольных операций, указывая их на чертеже (в настоящее время, и то не всегда, указываются только места, подлежащие рентгеноконтролю). Необходимо разработать и утвердить стандартные эталоны дефектов с градациями и требовать соблюдения этих градаций по каждой детали и даже в разных ее местах.

Создание при литейных цехах небольших лабораторий для механических испытаний (включая усталостные испытания) образца из деталей и самих деталей позволит быстрее накопить опыт отработки технологии и конструкции и статистические данные для более точных расчетов на прочность.

Точность исполнения литья сильно зависит от метода литья, однако в погоне за повышением точности отливки и качества поверхности не надо забывать, что некоторые точные методы литья, например литье под давлением, могут довольно резко снизить отдельные механические свойства тех или иных сплавов.

В порядке повышения точности основные методы литья располагаются следующим образом: наименее точный метод литья - литье в землю; все более точные: литье в кокиль, литье в керамические формы, литье по выплавляемым моделям и литье под давлением. Соответствующие данные по точности и качеству поверхности приведены в существующих стандартах и технических условиях.

Средние данные по привесу даны в лекциях по теме 5. Как и горячие штамповки, отливки из магниевых и алюминиевых сплавов могут быть обработаны РХТ для снижения привеса по результатам обмера фактических размеров. Кстати, РХТ отливки магниевых сплавов при правильном его проведении (исключение так называемой "струйности")

дает существенное улучшение шероховатости поверхности и внешнего вида отливки. Достаточно глубокое травление стальных и титановых отливок пока недостаточно исследовано, но, очевидно, с позиции снижения веса достаточно перспективно.

Как уже говорилось, механические свойства отливок и их надежность в большой мере зависят от технологии их изготовления. В вопросах технологии литья можно условно выделить две части. Одна часть технологического процесса является общей для всей группы деталей, изготавливаемых каким-либо одним методом из одного сплава. Вторая часть относится к отработке технологии каждой конкретной детали. В этой части технология каждой детали должна отрабатываться практически с целью получения нужных характеристик во всех расчетных элементах. В такой отработке в первую очередь учитываются принятые схемы заливки и местного охлаждения отливки, а после получения качественной отливки без недопустимых дефектов в виде незаливок, пор, утяжки, трещин, включений, проверяемых как визуально, так и путем разрезки и рентгеноконтроля, проверяют по возможности механические свойства в отдельных элементах конструкции. В этой части отработка может быть резко улучшена применением для механических испытаний микрообразцов и испытательных микромашин.

Хотя такие испытания не дадут стандартных характеристик, но, так как из большинства отливок можно вырезать хотя бы один стандартный гагаринский образец, то можно, испытав из этого же места отливки микрообразец, на базе сравнения результатов испытаний этих образцов грубо оценивать механические свойства в тех местах отливок (а их обычно большинство), где можно вырезать только микрообразцы. Описанные испытания позволяют значительно лучше, чем при обычном контроле по макрошлифам, отработать технологию отливки.

Вся процедура отработки технологии резко сокращается по объему и циклу работ, если отливка делается из сплава с хорошими литейными характеристиками, хотя практически из любого литейного сплава можно получить хорошие и равномерные свойства в деталях средней сложности при большой затрате времени на отладку технологии каждой детали.

Нельзя характеризовать сплав как хороший литейный только потому, что удалось из него отлить детали с хорошими свойствами.

Это более или менее справедливо для изделий типа помп, насосов, турбохолодильников, где за счет длительной отработки сравнительно небольшого количества наименований деталей в конечном счете удается получить хорошие результаты. В самолетостроении с его огромной номенклатурой литья, доходящей до тысячи и более наименований на изделие, не годится самый хороший литейный сплав, если получение высококачественных деталей из него требует длительной отработки технологии отливки большинства деталей.

Конечно, суждение о литейных свойствах сплавов в какой-то мере определяется обычными показателями: жидкотекучестью, склонностью к трещинообразованию, интервалом температур кристаллизации и др., однако для условий самолетостроения необходимо еще раз подчеркнуть, что решающей является сложность отладки технологии для получения в детали устойчивых характеристик прочности и надежности.

К сожалению, нет систематизированных данных по усталостной прочности отливок, хотя ряд работ показал, что, например, умеренная пористость не снижает усталостной выносливости, что литые титановые детали, прошедшие полный отжиг, значительно надежнее, чем неотоженные, что весьма важно не подвергать литейные детали термообработке (закалке), вызывающей большие внутренние напряжения, и т.п. Это положение должно быть, конечно, исправлено за счет широкого проведения системных исследований усталостной прочности литья в зависимости от типа и состояния сплава и наличия различных литейных дефектов разной величины.

При отработанной хорошей технологии некоторые высокопрочные сплавы могут заменить соответствующие горячие штамповки при значительно меньшем объеме механической обработки.

Обычно применение отливок в землю обеспечивает $K_{ИМ} = 0,55 + 0,65$. Для деталей, изготовленных более точными методами, можно получить $K_{ИМ} = 0,6 + 0,75$ и даже в отдельных случаях $K_{ИМ} = 0,85 + 0,90$. В связи с этим иногда целесообразна замена грубой горячей штамповки с $K_{ИМ} = 0,25 + 0,35$ отливками. Это особенно выгодно в случае труднообрабатываемых материалов типа титана и специальных сталей. Однако, видимо, наибольшее развитие должно получить литье в сложных монолитных конструкциях, изготавливаемых сегодня в сборочном варианте, типа каркасов пультов, корпусов сложных механизмов и др.

ЛИТЕРАТУРА

Тема 4

1. Б и л и к М.М. Макрогеометрия деталей машин. "Машиностроение", 1973.
2. Ш н е й д е р Ю.Г. Образование регулярных микрорельефов на деталях и их эксплуатационные свойства. "Машиностроение", 1972.
3. Методы повышения долговечности деталей машин. Под ред. В.Н. Ткачева. "Машиностроение", 1971.
4. Г р и н ч е н к о И.Г. Упрочнение деталей из жаропрочных титановых сплавов. "Машиностроение", 1971.
5. П р о с к у р я к о в Ю.Г. Технология упрочняюще-калибрующей и формообразующей обработки металлов. "Машиностроение", 1971.
6. Термопластическое упрочнение мартенситных сталей и титановых сплавов. Под ред. М.Х. Шоршорова и Л.К. Гордиенко. "Наука", 1971.
7. К р а в ч е н к о Б.А. и М и т р я е в К.Ф. Обработка и выносливость высокопрочных материалов. Куйбышевское книжное изд-во, 1967.
8. Технологические остаточные напряжения. Под ред. А.В. Подзей. "Машиностроение", 1973.
9. Г р о з и н Б.Д., Д р а й г о р Д.А. и др. Повышение эксплуатационной надежности деталей машин. Гостехиздат, 1960.
10. Т о р б и л о В.М. Алмазное выглаживание. "Машиностроение", 1972.
11. Р я б ч е н к о в А.В. и В е л е м и щ и н а В.И. Упрочнение и защита от коррозии методом химического никелирования. "Машиностроение", 1965.
12. Л и х т м а н В.И., Н а у к и н Е.Д., Р е б и н д е р П.А. Физико-химическая механика металлов. АН СССР, 1962.
13. Электрохимические методы повышения долговечности деталей машин. Под ред. Н.А. Марченко. "Техника", Киев, 1969.

14. Ш е п е л я к о в с к и й К.З. Упрочнение деталей машин поверхностной закалкой при индукционном нагреве. "Машиностроение", 1972.

15. Материалы семинара "Повышение эксплуатационных свойств деталей поверхностным пластическим деформированием". Ч. I и II. Изд-во Дома научно-технической пропаганды им. Ф.Э. Дзержинского, 1971.

Тема 5

1. Ш е й н и н В.М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. Оборонгиз, 1962.

2. Б а д я г и н А.А., Е г е р С.М. и др. Проектирование самолетов. "Машиностроение", 1972.

3. Ш э н л и Ф.Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. Оборонгиз, 1957.

4. Ш у л ж е н к о М.Н. Конструкция самолетов. "Машиностроение", 1971.

5. Экспресс-информация ВИНТИ. Серия "Авиастроение", 1968-1973 г., серия "Воздушный транспорт", 1968-1973 г.

6. Х е р т е л ь Г. Тонкостенные конструкции. "Машиностроение", 1965.

7. Б е л ь с к и й В.Л., К а н С.Н. и др. Конструкция летательных аппаратов. Оборонгиз, 1963.

8. П р о т о п о п о в А.Б., Ж у л е в В.И. Конструкция и работа частей самолета. Воениздат, 1957.

9. Ш е й н и н В.М., К о з л о в с к и й В.И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. "Машиностроение", 1972.

10. Ф е д о р о в В.И. Конструкция реактивных самолетов. Воениздат, 1956.

Тема 6

1. Технология самолетостроения. Под ред. А.Л. Абибова. "Машиностроение", 1972.

2. А н д р е е в В.А. и др. Расчет и построение контуров самолета на плазе. Оборонгиз, 1960.
3. М а т и л и н А.А. Конструкторские и технологические базы. Mashgiz, 1959.
4. А б а д ж и К.И. и др. Контроль взаимного расположения поверхностей деталей машин. Mashgiz, 1962.
5. С у х о ц к и й Е.И. Проектирование агрегатной сборки самолета при плазово-шаблонном методе производства. Оборонгиз, 1941.
6. Б о й ц о в В.В. Нормализованные приспособления для сборки агрегатов самолета. Оборонгиз, 1955.
7. Оснащение самолетного и ракетного производства. Пер. с англ. под ред. С.А. Виддорчика. "Машиностроение", 1967.
8. Т а р а с е в и ч Р.М. Сборочные и монтажные работы в самолетостроении. МАИ, 1967.
9. Б а х р а х Н.М. Агрегатирование и взаимозаменяемость в самолетостроении. Оборонгиз, 1946.

Тема 7

1. Е р м а н о к М.З., Ф е й г и н В.И. Производство профилей из алюминиевых сплавов. "Металлургия", 1972.
2. М а т в е е в Б.И., Ж у р а в л е в Ф.В. Технология пресования профилей переменного и периодического сечения из легких сплавов. Оборонгиз, 1954.
3. Е р м а н о к М.З. и А л е к с а н д р о в Ю.Н. Производство монолитных панелей из алюминиевых сплавов. "Металлургия", 1969.
4. Производство полуфабрикатов из алюминиевых сплавов. Под ред. А.Ф. Белова и Ф.И. Квасова. "Металлургия", 1971.
5. Ш о р Э.Р. и др. Прокатка листов и профилей переменного сечения. ВИНТИ, 1959.
6. Р а к о ш и ц Г.С., К у з ь м и н В.Н. Машинная правка проката, поковок, деталей. "Высшая школа", 1969.

7. Белов А.Ф., Розанов Б.В., Линц В.П. Объемная штамповка на гидравлических прессах. "Машиностроение", 1971.

8. Ковка и штамповка цветных металлов. Справочник. "Машиностроение", 1972.

9. Лебедев В.М. и др. Фасонное литье из алюминиевых сплавов. "Металлургия", 1972.

10. Лакедемонский А.В. и др. Литейные дефекты и способы их устранения. "Машиностроение", 1972.

11. Альтман М.Б. Неметаллические включения в алюминиевых сплавах. "Металлургия", 1965.

12. Лебедев В.М. и др. Отливки из алюминиевых сплавов. "Машиностроение", 1970.

13. Анисимов Н.Ф., Бислов Б.Н. Проектирование литых деталей. "Машиностроение", 1967.

14. Альтман Б.М. Плавка и литье легких сплавов. "Металлургия", 1969.

15. Газы в литом металле. Под ред. Б.Б. Гуляева. "Наука", 1964.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.....	3
• Тема 4. Влияние технологии на ресурс и надежность.....	5
Тема 5. Анализ веса конструкций планера и его зависимости от выбора полуфабрикатов, технологии изготовления и сборки.....	24
Тема 6. Основные вопросы связи конструкций с технологией сборки.....	44
Тема 7. Увеличение монолитности конструкций.....	71
Литература.....	126

Семен Абрамович Вигдорчик

"ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И КОНСТРУИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ"

Редактор Е.Л. Мочина

Техн.редактор А.Г. Мухина

Д. - 90980 от 2/IV-1975 г.

Объем 8,25 печ.л.

Зак. 178 /7747

Цена 33 коп.

Тираж 800

Ротапринт МАИ

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
37	12 снизу	разделив	умножив
47	7 снизу	сечений и	сечений
53	3 снизу	нервюра	конструкция
53	5 снизу	конструкция нервюры, изготовленной	конструкция, изготовлен- ная
86	Рис. 40	КИМ = 0,9	КИМ = 0,09