

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
УЛЬЯНОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

И. М. Колганов, П. В. Дубровский, А. Н. Архипов

**ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ,
ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ**
Часть 1

Рекомендовано Учебно-методическим объединением
высших учебных заведений Российской Федерации по образованию
в области авиации, ракетостроения и космоса в качестве учебного
пособия для студентов, обучающихся по направлению подготовки
дипломированных специалистов 652100 «Авиастроение»

Ульяновск 2003

УДК 629.73.002.2 (075)

ББК 39.53 я73

К60

Рецензенты : кафедра «Производство летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева и д-р техн. наук, профессор В. А. Барвинок; д-р техн. наук, профессор В. И. Ершов

Колганов И. М.

К60 Технологичность авиационных конструкций, пути повышения. Часть 1: Учебное пособие / И. М. Колганов, П. В. Дубровский, А. Н. Архипов. – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 148 с., ил.

ISBN 5-89146-400-0

Рассмотрены вопросы технологичности авиационных конструкций с учетом методов изготовления деталей и элементов их конструкции, сборки узлов и агрегатов планера летательных аппаратов, установлены критерии оценки технологичности и пути их повышения. Приводятся принципы обеспечения взаимозаменяемости при проектировании конструкций с повышением технологичности и экономической целесообразности.

Пособие написано в соответствии с программами дисциплин «Конструкция самолетов», «Технология изготовления деталей самолета», «Технология заготовительно-штамповочных работ», «Технология сборки самолетов», предназначено для студентов дневной и вечерней форм обучения при выполнении курсовых работ, курсовом и дипломном проектировании, может быть полезным для конструкторско-технологических служб авиационных предприятий.

УДК 629.73.002.2(075)

ББК 39.53 я73

© И. М. Колганов, П. В. Дубровский, А. Н. Архипов, 2003

ISBN 5-89146-400-0

© Оформление. УлГТУ, 2003

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные обозначения и сокращения, принятые в работе	5
ПРЕДИСЛОВИЕ	8
1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ ПО ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	10
1.1. Специфичность задач, стоящих перед разработчиками авиационной техники	10
1.2. Совершенствование авиационной техники за счет новых материалов..	12
1.3. Общие требования по технологичности к проектируемым конструк- циям	14
1.4. Решение задач технологичности на различных стадиях проектирова- ния и изготовления	18
1.5. Решение задач технологичности в учебном процессе	20
1.6. Количественная оценка технологичности конструкции	25
1.7. Порядок и методы определения показателей ТКИ	28
2. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ ДЕТАЛЕЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ЛИСТА	34
2.1. Общие рекомендации	34
2.2. Обеспечение технологичности деталей, полученных в процессе разделительных операций	37
2.3. Технологичность деталей, полученных в процессе формоизменяю- щих операций	48
2.4. Технологичность деталей типа обшивок	64
2.5. Пути повышения технологичности деталей каркаса	78
3. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИ- ОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	93
3.1. Применение в конструкциях авиакосмической техники деталей из полимерных композиционных материалов и общие рекомендации по их технологичности	93
3.2. Особенности изготовления изделий из ПКМ	101
3.3. Изготовление деталей методом выкладки с последующим формова- нием	104
3.4. Изготовление деталей методом намотки	105
3.5. Автоклавное формование и другие методы изготовления деталей	108
3.6. Конструктивно-технологическая характеристика клеевых швов и факторы, влияющие на качество соединений	110
4. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ ДЕТАЛЕЙ КАРКАСА ИЗ ПРОФИЛЕЙ	119
4.1. Применение в конструкциях узлов летательных аппаратов деталей из профилей	119
4.2. Требования технологичности при изготовлении деталей из прессо- ванных профилей	123
4.3. Обеспечение технологичности гнутолистовых профилей	127

5. ПРИМЕНЕНИЕ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИХ ТЕХНОЛОГИЧ- НОСТИ	130
5.1. Способы соединения деталей и их выбор	130
5.2. Технологичность соединений заклепочным швом	133
5.3. Требования технологичности при выполнении соединений на свер- лильно-клепальных автоматах	135
5.4. Руководство по технологичности узлов и агрегатов с применением болт-заклепочных соединений	137
5.5. Виды сварных соединений и пути повышения их технологичности ...	139
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	143
Алфавитно-предметный указатель	144
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	147

Основные обозначения и сокращения, принятые в работе :

d_{no}, d_o - диаметры отверстий предварительного и окончательного;

D, d - диаметры отбортовок, элементов конструкции;

s_o, s, s_{min} - исходная толщина листа, толщина после деформирования листа (пакета), минимальная толщина;

H - высота профиля, детали, элементов конструкции;

H_o - высота борта;

h - высота отбортовки, рифта, другие промежуточные размеры по высоте;

B - ширина детали, профиля, элементов конструкции;

B_3 - ширина заготовки;

L, L_3 - длина элементов конструкции, детали, заготовки;

l - текущие, промежуточные линейные размеры, размеры перемычек и т.п.;

l_{co} - длина сбегания при выполнении подсечек;

b, b_o, b_{ui} - ширина (высота) полки (ребра), борта, шва;

d_3, d_o, d_{o3}, d_{rn} - диаметр заклепки, болта, болт-заклепки, гайко-пистона;

d_{cm} - диаметр стержня заклепки;

D, D_z - диаметр закладной и замыкающей головки заклепки;

t - шаг между отверстиями под заклепки, отбортовок и пр.;

$\delta(z)$ - относительное удлинение при разрыве, зазор в соединении;

Ψ - относительное сужение при разрыве;

δ_k - толщина клеевой пленки;

φ - угол гибки, текущий угол при деформации;

$\alpha, \beta, \gamma, \delta$ - фиксированные углы деталей при деформации и инструмента;

$\Delta\varphi, \Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma$ - угловые отклонения (погрешности);

$r, r_e, \bar{r} = r/s_o$ - радиусы текущий, внутренний по зоне сгиба и относительный внутренний;

$R, R_n, \bar{R} = R/s_o$ - радиусы сопряжений, наружный и относительный наружный радиусы по зоне сгиба;

$r_{min}, \bar{r}_{min} = r_{min}/s_o$ - минимальный и относительный минимальный радиус гибки;

ρ - радиус кривизны

c - расстояние от оси шва до стенки элементов каркаса, размер между элементами детали при деформации;

A - межосевое расстояние, между конструктивными элементами детали;

Δ - погрешность изготовления, несоосность и т.п.;

$K, K_{cl}, K_n, K_o, K_{ob}$ - коэффициент сравниваемых показателей технологичности (комплексный, общий), коэффициент сложности, коэффициент новизны конструкции (нормализации), коэффициент отбортовки, коэффициент обтяжки и т.д.;

K_n - коэффициент панелирования;

T, T_{y0} - трудоемкость изготовления и удельная трудоемкость;

c_{yo} - удельная технологическая себестоимость;
 C_m - технологическая себестоимость;
 C – стоимость;
 P, P_t, P_n, P_a - действующие усилия : текущее, тангенциальное, радиальное (нормальное), аксиальное;
 p, p_o, p_k - давление текущее, начальное, конечное;
 M_u – момент изгибающий;
 f, F - площадь поперечного сечения профиля, элемента конструкции, панели (оболочки) и т.п.;
 $S_{пан}, S_{агр}$ – площадь (поверхность) панели, агрегата;
 σ, τ - нормальные и касательные напряжения;
 $\sigma_a, \sigma_n, \sigma_t$ - нормальные напряжения в осевом (аксиальном), нормальном (радиальном), тангенциальном направлениях;
 $\sigma_r, \sigma_{0,2}$ - предел текучести (физический, условный);
 σ_s, τ_s - предел прочности;
 $\sigma_{кр}$ - нормальные критические напряжения;
 HB, HRC_{ρ}, H_{μ} - твердость материала по Бринеллю, Роквеллу (эффективная), микротвердость;
 E, G - модуль упругости первого рода, второго рода (при сдвиге);
 t^0, T^0 - температура текущая в градусах Цельсия и Кельвина;
 $M = V/\alpha$ - соотношение скорости полета и звука;
 N, N_o - число составных частей (элементов) изделия и число деталей;
 $ДТМ$ - директивные технологические материалы;
 $ПИ$ - производственная инструкция;
 $АСТПП$ - автоматизированные системы технологической подготовки производства;
 k - различные относительные коэффициенты;
 η - коэффициенты удельного влияния различных показателей на технологичность, утолщение материала;
 $ПКМ$ - полимерные композиционные материалы;
 $ТЗ$ - техническое задание на проектирование;
 $КФО, БО$ - координатно-фиксирующие, базовые отверстия;
 $со, шo, no, ко, иo$ - соответственно сборочные, шпилечные, направляющие, контрольные и инструментальные отверстия;
 $ТКИ$ - технологичность конструкции изделия;
 $П$ – припуск технологический;
 $МЦУ$ - сопротивление малоцикловой усталости;
 $СРТУ$ - скорость роста трещины усталости;
 $КР$ - сопротивление коррозионному растрескиванию;
 $РК$ - расслаивающая коррозия;
 $СИ$ - стесненный изгиб;

ЛА - летательный аппарат;
АКТ - авиационно-космическая техника;
ВВС - военно-воздушные силы;
ГА - гражданская авиация;
КК - космический корабль;
КЭР - конструктивно-эксплуатационный разъем;
КЧК, ЦЧК – концевая, центральная часть крыла;
М_к, м_к - масса конструкции планера (агрегата), масса элементов конструкции;
ОКБ - опытно-конструкторское бюро;
НИАТ - Национальный институт авиационных технологий;
ВИАМ - Всероссийский институт авиационных материалов;
ЦАГИ - Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского;
НВ - несущий винт вертолета;
АК - авиационный комплекс; автомат сверлильно-клепальный;
ЗШР - заготовительно-штамповочные работы;
СМ, УСМ - сверлильная машина, угловая сверлильная машина;
СЗУ - сверлильно-зенковальная установка;
КП - клепальный пресс;
ЭКС, ТЭС - электроконтактная, точечная сварка;
СЧПУ - станок с числовым программным управлением

ПРЕДИСЛОВИЕ

Технологичность как совокупность свойств конструкции изделия, позволяющая оптимизировать затраты труда, средств, материалов и времени при производстве и эксплуатации авиационно-космической техники (АКТ), является одним из важнейших показателей качества. Проектируя самолет, вертолет, космический корабль, ракету, конструктор обязан не только обеспечить их высокие летно-технические характеристики, надежность и ресурс, но и получить изделие с заданным уровнем качественных характеристик и высокими технико-экономическими показателями при производстве и эксплуатации.

Совершенство конструкции АКТ в сфере производства определяется выполнением требований **производственной технологичности**, что сводится к возможности применения при ее изготовлении прогрессивных технологических процессов, обеспечивающих высокое качество при минимальных затратах средств, труда и времени в процессе конструкторской и технологической подготовки производства и при изготовлении изделий. Именно производственная технологичность характеризует совершенство проектируемой конструкции при равных показателях качества изделия.

Эксплуатационная технологичность конструкции изделия определяется совокупностью таких свойств, которые позволяют снизить затраты средств и времени на техническое обслуживание и ремонт в процессе эксплуатации при высоком качестве работ, наименьших производственных циклах. Эксплуатационная технологичность конструкции определяется факторами: доступностью к узлам и агрегатам, их взаимозаменяемостью, простотой установки и демонтажа, преемственностью испытательного наземного оборудования, возможностью автоматического контроля функционального назначения агрегатов и систем и др.

В то же время эффективность эксплуатации любого летательного аппарата (ЛА) в значительной степени определяется содержанием и качеством технологических процессов сборки, монтажа и испытаний, то есть, опять-таки, производственной технологичностью.

Охватить все вопросы технологичности в одном учебном пособии задача практически невыполнимая. Ибо для решения вопросов только производственной технологичности необходимо рассмотреть множество технологических процессов, начиная с изготовления деталей и сборки их в узлы, кончая наземной отработкой ЛА; оснащение этих процессов, то есть состав производственной системы предприятия, состав производственного оборудования.

В широко используемом в практике разработки авиационной техники «Руководстве по технологичности самолетных конструкций», четвертое издание которого вышло еще в 1983 году, содержится двадцать одна часть с охватом не только вопросов технологичности конструкции ЛА, но и выбора методов и средств неразрушающего контроля, контролепригодности самолетных конструкций, производственных возможностей технологической оснастки и т.д. Данное руководство устарело, не соответствует современным требованиям даже по своему оформлению. Авторы посчитали возможным подготовить хотя бы первую часть учебного

пособия, крайне необходимую в учебном процессе подготовки авиационного инженера.

В данной работе рассматриваются вопросы **производственной технологичности** (далее «технологичности»), в основном, при изготовлении деталей из листа и профилей, технологичность узлов и агрегатов планера, в которых эти узлы используются, в незначительной степени технологичность других элементов конструкции, в основном применительно к самолетам гражданской авиации, выполняемым студентами курсовым и дипломным проектам.

Технологичность не является абсолютным свойством конструкции. Поскольку для различных типов производства оптимальными оказываются различные технологические процессы, конструкция, являющаяся технологичной, например, для крупносерийного производства, может оказаться совершенно нетехнологичной в условиях мелкосерийного производства. Технологичные в определенный период времени изделия могут через несколько лет оказаться нетехнологичными в связи с появлением новых эффективных технологических процессов и средств их реализации. Однако к конструкции ЛА могут предъявляться требования, выполнение которых улучшает технологичность при любых объемах выпуска и условиях производства. Этим вопросам в большей степени и посвящена данная работа.

Поэтому **при оценке технологичности конструкции** учитывают тип производства и объем выпуска изделий, конкретные условия их производства и перспективы развития технологической науки и производства на ближайшую перспективу. Изложенные в учебном пособии материалы будут полезны не только студентам вузов, но и как конструкторам, так и технологам предприятий авиационной промышленности.

Авторы считают своим долгом выразить искреннюю признательность коллективам технологических служб АО «Авиастар» и Комсомольского-на-Амуре авиационного производственного объединения им. Ю.А.Гагарина за возможность использовать результаты их разработок.

Особенную благодарность выражают рецензентам профессору, доктору технических наук В.А.Барвинку и коллективу кафедры «Производство летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева; доктору технических наук, профессору В.И.Ершову за ценные советы при подготовке учебного пособия к изданию.

1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ ПО ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

1.1. Специфичность задач, стоящих перед разработчиками авиационной техники

Специфика географического и климатического положения России, низкая плотность наземной транспортной сети на значительной протяженности не только Северных, Дальневосточных и Сибирских районов, но и центра России, обуславливают необходимость широкого использования авиационного транспорта.

До 70% территории России не обеспечено достаточно развитой системой наземного и водного транспорта и сегодня примерно 50% пассажирских и грузовых перевозок в этих районах осуществляется авиационным транспортом. При улучшении экономического положения страны этот показатель еще может возрасти. Объем перевозок (в пассажиро-километрах) авиационным транспортом составляет до 40% общего объема транспортных перевозок [1].

Достижения России, где сосредоточено более 80% научного, технического, производственного потенциала бывшего Министерства авиационной промышленности СССР, в создании авиационной техники общепризнаны. На счету Российской авиации за период 1936-1995 г.г. зарегистрировано 2592 мировых рекорда. На протяжении всей истории авиации Россия (СССР) была в числе ведущих авиационных держав, что дает ей возможность быть равноправным партнером в мировой рыночной сфере, интегрироваться в мировое сообщество высокоразвитых государств, сохранять передовые позиции в мировом авиастроении.

Авиационная техника всегда являлась и будет являться воплощением передовых достижений науки и производства. Она во многом определяет развитие электроники, средств связи, радиопромышленности, электротехники, химии и др. направлений научно-технического прогресса.

Требования по технологичности к авиационным конструкциям предъявляются, в основном, исходя из специфических особенностей этого вида транспорта и высокой удельной стоимости на каждый килограмм массы. Так, стоимость 1 кг магистрального самолета типа Ту-204 составляет 1050\$, бытовой электроники - 100\$, автомобиля - 20\$. Эти показатели вытекают из следующих особенностей авиационного транспорта [2] :

большая длительность (до 7-12 лет) разработки самолетов и вертолетов, что означает, что сегодняшние лидеры («Черная акула», МиГ-29, Ту-334, транспортный МиГ-110 и др. разработаны еще в советское время, учеными и конструкторами Советского Союза;

длительная отработка двигателей (должны создаваться на 5-6 лет раньше, чем самолет, на который их ставят) и аэродинамики летательных аппаратов (ЛА), проведение сотен тысяч циклов усталостных испытаний для обеспечения высокой надежности и безопасности;

постоянное ужесточение норм по уровню воздействия на окружающую среду; необходимость обеспечения высокого технического уровня гражданской авиационной техники с учетом постоянно возрастающих требований по безопас-

ности полетов, совершенствования не только авиационной техники, технико-экономических и летно-технических характеристик самолетов, вертолетов, но и всей системы авиационных операций, снижение стоимости эксплуатации.

Не менее жесткими являются требования к разработке и производству военного воздушного флота, причем, с повышением его летно-технических характеристик.

Важнейший показатель аэродинамического совершенства самолета – значение максимального аэродинамического качества на крейсерском режиме полета (в диапазоне $M = 0,8 \dots 0,82$). За счет методов формирования профилей крыльев, обеспечивающих суперкритическое обтекание при снижении индуктивного и волнового сопротивления, на последних разработках дальних магистральных самолетов (Ил-96, А-340) получено аэродинамическое качество около 20.

Стремление дальнейшего повышения аэродинамического качества до 25 для авиации XXI века связано с необходимостью снижения сопротивления трения, что требует обеспечения ламиниризации пограничного слоя и использования аэродинамической компоновки по схеме «летающее крыло».

Расчетами и экспериментальными исследованиями, а также летными испытаниями, была показана возможность обеспечения ламинарного обтекания и для самолетов нового тысячелетия. Это будет являться одним из важнейших способов повышения технического уровня авиационной техники. Решению данной задачи будут способствовать и наметившиеся разработки в создании самолетов схемы «летающее крыло», причем, большой пассажироместимости. Безусловно, их производство потребует иных подходов при решении вопросов технологичности.

Дальнейшее развитие в последующие годы получит, так называемая, деловая авиация, или служебного назначения, предназначенная для перевозки спецрейсами небольших групп пассажиров (5...12 чел). Такими представителями являются самолеты типа Т- 101 «Грач», Т- 507 «Скворец» и др. Стремление сделать ее дешевой и простой в эксплуатации также выдвинет в производстве на первый план вопросы технологичности.

Развитие производства широкофюзеляжных самолетов в последние годы связано с решением задач высокой технологичности крупногабаритных деталей, выполняемых монолитными. Рост их грузоподъемности идет согласно геометрической прогрессии с коэффициентом 1,5...2,0, что демонстрируют самолеты фирм «Антонов» и «Ильюшин» ряд : Ан-74Т (10т), Ан-12 (20т), Ил-76Т (40т), Ил-106 (80т) и другой ряд : Ан-70Т (30т), Ан-22 (60т), Ан-124 (120т), Ан-225 (250т). Значит, растут размеры поперечного сечения фюзеляжа и крыла, без повышения монолитности силовых конструкций планера которых создать экономичный самолет невозможно.

Одним из важнейших видов авиационного транспорта являются вертолеты. Их развитие в будущем за счет роста грузоподъемности и скорости полета привело к необходимости совершенствования аэродинамических характеристик, поиска конструктивных решений по активному управлению обтеканием корпуса вертолета. При сегодняшней максимальной грузоподъемности 20 т у вертолета Ми-26 возможности основной классической схемы с механическим приводом несущего винта (НВ) практически исчерпаны для роста грузоподъемности. Так, ОКБ

им. Н. И. Камова проработан вертолет с реактивным приводом НВ с грузоподъемностью 250 т, а ОКБ им. М. Л. Миля – вертолет трехвинтовой схемы грузоподъемностью до 60 т [2].

В новом веке, безусловно, будет продолжен поиск конструктивных решений по созданию новых ЛА вертикального или очень короткого взлета (40...60 м). А это будет связано с взаимодействием воздушных и газовых струй с несущими и управляющими поверхностями, что потребует рассмотрения целого комплекса новых технических решений, не исключая и проблемы технологичности.

Сегодняшнее развитие космонавтики и средств обеспечения заатмосферных полетов уже в ближайшие несколько лет приведет к разработке нового класса авиационного транспорта для вывода грузов на орбиту. Этому требуют и обеспечение обороноспособности страны, и развитие системно-аэрокосмических методов сбалансированного природопользования, и международное сотрудничество в интересах научно-технического прогресса, контроля окружающей среды с целью предохранения ее от разрушения и решения других глобальных проблем человечества. Тут недостаточно будет одних научно-технологических разработок Государственного аэрокосмического объединения им. М. В. Хруничева.

1.2. Совершенствование авиационной техники за счет новых материалов

Сложность условий эксплуатации: полеты на около- и сверхзвуковых скоростях, связанные с преодолением «скачков уплотнения» и постоянным изменением аэродинамического характера внешних силовых воздействий, многократно повторяемыми пиковыми нагрузками, форсированными режимами полетов во всепогодных и всеклиматических условиях при резких перепадах температур с обеспечением безопасности полетов, требует нового подхода при проектировании к выбору материала конструкций. Особенно важно учитывать эти особенности при проектировании гражданской авиации, когда первостепенное значение имеют увеличение ресурса и себестоимость, безопасность полетов и комфортность, простота обслуживания и снижение воздействия на окружающую среду.

В современных условиях выбор материала объектов авиационной техники основывается на понятии интегрированного качества материалов. Интегрированное качество авиационных материалов определяется параметрами, важнейшими из которых являются весовая эффективность, надежность, контролеспособность и др.

Весовая эффективность определяется преимущественно характеристиками прочности и жесткости, удельной прочности, акустической прочности для самолетов военно-воздушных сил (ВВС) и космических кораблей (КК) и др.

Характеристики надежности материала: выносливость и сопротивление малоциклового усталости (МЦУ); скорость роста трещины усталости (СРТУ), статическая и циклическая трещиностойкость; сопротивление коррозионному растрескиванию (КР), расслаивающей коррозии и другим видам коррозии; совместимость с другими материалами и др., позволяют оценить ресурс и долговечность ЛА.

Требование повышения летно-технических характеристик сверхзвуковых самолетов, высокий уровень нагрузок конструкций в значительном диапазоне знакопеременных воздействующих напряжений потребовали разработки и использования самых современных высокоэффективных конструкционных материалов. Эту тенденцию развития за двадцатилетие в перспективе до 2010 г. наглядно показывают статистические данные, представленные диаграммой рис. 1.1.

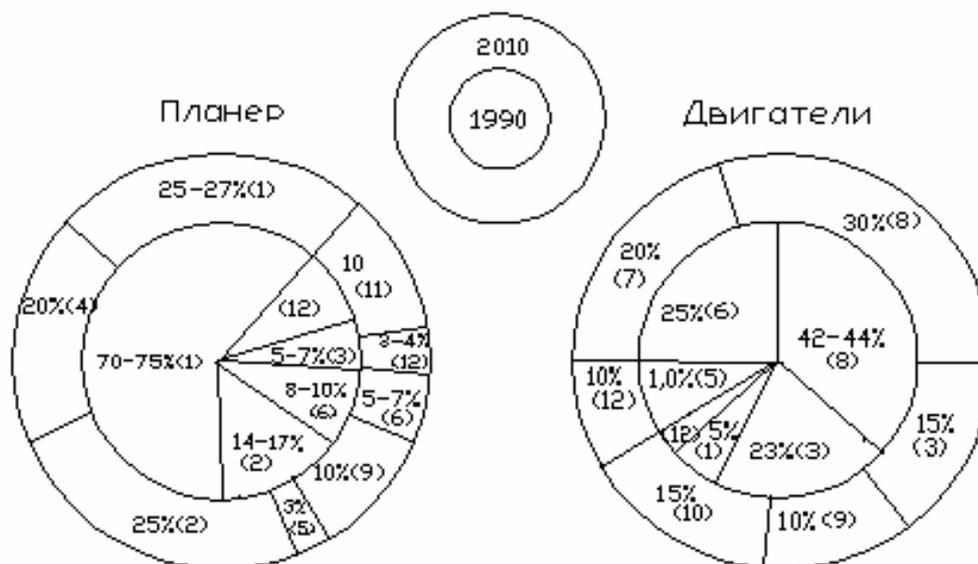


Рис.1.1. Состояние и перспективы использования материалов в авиастроении:

1 – традиционные алюминиевые сплавы; 2 – полимерные композиционные материалы; 3 – титановые сплавы; 4 – алюминий-литиевые сплавы; 5 – магниевые сплавы; 6 – стали; 7 – теплопрочная сталь; 8 – жаропрочные сплавы; 9 – пожаробезопасный титан; 10 – интерметаллидные материалы, КМ; 11 – материалы с обратной связью; 12 – другие материалы

Являясь катализатором научно-технического прогресса как в области фундаментальных (аэродинамика, газодинамика, физика твердого тела, механика и т.д.), так и прикладных наук (материаловедение, двигателе- и приборостроение, авионика и др.), авиационно-космическая техника базируется на новейших достижениях науки и техники, в том числе при выборе материала конструкции:

применение алюминий-литиевых сплавов, использующих в качестве легирующего элемента литий (массовая плотность 534 кг/м^3) обеспечивает снижение массы конструкций при повышении удельной прочности и жесткости за счет повышенного на 5-8% модуля упругости. Их расширение до 20% поддержит долю алюминиевых сплавов в качестве основных авиационных материалов;

расширение в перспективе практически в два раза **применения полимерных композиционных материалов (ПКМ)** позволит наряду с повышением весовой эффективности решить проблемы ресурса при статических и динамических нагрузках. Опыт производства из них деталей и агрегатов на Ульяновском авиационном промышленном комплексе и Воронежском авиационном промышленном объединении является гарантией дальнейшего развития конструкторско-технологических разработок в данном направлении;

в целях повышения ресурсных и теплофизических характеристик, модуля упругости и других свойств, решается задача разработки **новых композиционных материалов** (КМ) на основе алюминиевых и титановых сплавов с использованием наполнителей: SiC, Al₂O₃, интерметаллиды и др. Сплавы алюминия, упрочненные порошком карбида кремния SiC, имеют прочность до 650...700 МПа и повышенный модуль упругости E - 130-140 ГПа, то есть в два раза выше, чем у матричного сплава при росте массовой плотности всего на три процента. Легкие жаропрочные сплавы на основе химических соединений титана с алюминием – алюминиды (Ti₃Al, TiAl, TiAl₃) по высокотемпературной прочности сравнимы с жаропрочными никелевыми сплавами при значительно меньшей плотности;

перспективным направлением является создание **материалов и конструкций, решающих задачи борьбы с шумом** при заданной несущей способности и минимальном увеличении массы. Такие материалы необходимы не только для применения в двигателестроении;

с позиций обеспечения безопасности полетов пассажирских самолетов необходимы материалы с повышенной долговечностью. К таким относятся металлоорганопластики – алоры. В конструкциях из алора трещина достигнет своего критического значения при числе полетов ЛА в пять раз большем по сравнению с традиционными материалами [3] и т.д.

Работа по созданию и применению в конструкциях ЛА новых материалов не может вестись в отрыве от проблем технологичности. Изготовление из них деталей и узлов не должно приводить к повсеместному переоборудованию производственной системы предприятий.

Таким образом, перед конструкторами и технологами, создающими многообразие авиационно-космической техники, стоят сложные задачи по реализации все возрастающих к ней требований в области аэродинамики, конструкции и, конечно, производства.

1.3. Общие требования по технологичности к проектируемым конструкциям

При отсутствии развития ранее выполненных разработок по технологичности самолетных конструкций [4] студентам авиационных специальностей вузов приходится пользоваться весьма объемным трудом коллектива авторов, с приглашением и авиационных специалистов В. И. Ершова, д-ра техн. наук; В. В. Павлова, д-ра техн. наук; Л. А. Хворостухина, д-ра техн. наук и др., в котором изложены сведения о методических основах обеспечения и оценки технологичности конструкции изделий, требования к производственной, эксплуатационной и ремонтной технологичности и т.п. применительно к изделиям машиностроения **общими факторами, определяющими требования** к обеспечению технологичности конструкций любого изделия (ТКИ) являются: вид изделия, его конструктивная сложность, новизна конструкции, характеристика исходных материалов, стадия разработки [5].

Вид изделия определяет исходные конструктивные и технологические признаки, обуславливающие основные требования к обеспечению ТКИ; способ изго-

товления или сборки изделия, группирование по общим конструктивным признакам, условия комплектации изделия, полноту и завершенность конструктивного исполнения, тип производства.

По составу и структуре «изделия» могут представлять деталь, сборочные единицы, комплексы и комплекты, общие требования по технологичности к которым, безусловно, будут различными. Студентам в процессе обучения в вузе приходится иметь дело преимущественно с деталями и сборочными единицами. чему и посвящено данное учебное пособие.

Конструктивная сложность изделия существенно влияет на его ресурсоемкость и учитывается при расчетах трудоемкости проектирования по данным аналога. Сложность конструкции часто выражают числом образующих изделие составных частей или конструктивных элементов и характеризуют коэффициентом конструктивной сложности

$$K_{cl} = N/N_a, \quad (1.1)$$

где N , N_a – число составных частей (элементов) соответственно разрабатываемого образца и аналога. Если N_a соответствует предельно допустимому числу составных частей (элементов), то $0 < K_{cl} \leq 1$.

Новизна конструкции изделия, что является важным требованием к разрабатываемым студентами дипломным проектам, в первую очередь, по научно-исследовательской тематике, определяет конструктивные признаки, обуславливающие требования к обеспечению преемственности конструкции. Это обязательно повлияет в условиях производства на выбор рационального состава стадий и этапов технологической подготовки производства.

Являясь абсолютной характеристикой изделия, новизна его конструкции может быть также выражена относительным показателем

$$K_n = N_n/N, \quad (1.2)$$

где N_n – число новых составных частей (элементов) в исполнении разрабатываемого образца, $0 \leq K_n \leq 1$.

Повысить эффективность разработки изготовления при повышенных значениях K_n можно при расширении унификации входящих в изделие элементов конструкции, типизации структурных компоновок, группового проектирования и т.п.

Характеристика исходных материалов, выбираемых для изготовления изделия, о чем подчеркивается в п.1.2, является определяющей к обеспечению технологической рациональности и преемственности конструктивных элементов изделия. Хотя требование уменьшения в конструкции ЛА номенклатуры материалов является одним из важнейших, все же исключать возможность выбора материала, позволяющего применять рациональные технологические методы и высокопроизводительные средства технологического оснащения процессов изготовления, применения прогрессивных технологических процессов и операций, нельзя.

Роль стадии разработки в определении требований к обеспечению ТКИ существенна не только для производственных условий. В учебном процессе значительная часть курсовых проектов, а тем более, курсовых работ, не выходит из

стадии эскизного проектирования, когда проводится проработка основных составляющих элементов оптимального варианта объекта проектирования и принципов их взаимодействия. Но и здесь игнорировать общие требования по технологичности конструкции недопустимо.

В дипломном проекте студент обязан реализовать принятые технические решения соответственно разработанному технологическому заданию (ТЗ), всесторонне проработать модели объекта, получить полное представление об устройстве, принципе работы объекта и максимально реализовать требования по ТКИ.

Уже при разработке технического задания, определяющего целенаправленность и рациональную последовательность проектирования изделия, учитываются общие требования по ТКИ с формированием его качественных характеристик.

При проектировании конструкций самолетов и вертолетов для обеспечения технологичности необходимо выполнять следующие общие требования.

1. Простота форм поверхностей агрегатов. Поверхности двойной кривизны стремиться заменять поверхностями одинарной кривизны (для крыльев, оперения), круглыми цилиндрическими поверхностями (средняя часть фюзеляжа пассажирского самолета) и круглыми коническими поверхностями (хвостовая часть фюзеляжа) (рис.1.2) [6]. При этом упрощается работа по расчерчиванию плазов, расширяется степень унификации и типизации конструкции, снижается трудоемкость проектирования и изготовления технологической и контрольной оснастки, уменьшается номенклатура потребного специального оборудования. В случаях невозможности выполнения приводимых рекомендаций по соображениям аэродинамики или компоновки, поверхности двойной кривизны необходимо задавать математически.

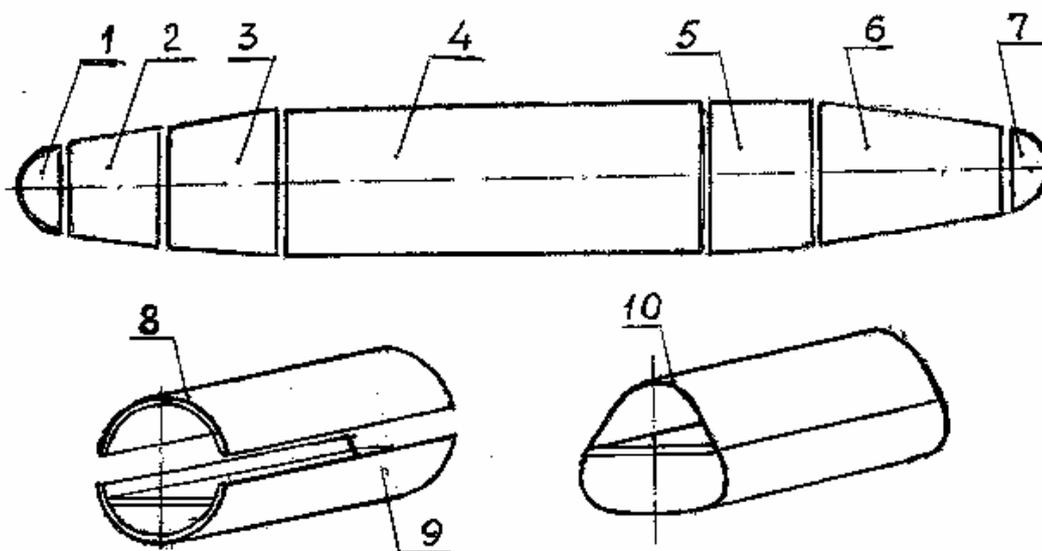


Рис.1.2. Членение высокотехнологичного фюзеляжа на отсеке (секции) с однородным характером поверхностей: 1,7 – поверхности вращения; 2,6 – коническая поверхность; 3,5 – поверхность двойной кривизны; 4 – цилиндрическая поверхность; 8,9 – верхняя и нижняя секции отсека 4; 10 – выгодная в конструктивно-эксплуатационном отношении, нетехнологическая конструкция отсека фюзеляжа грузового самолета

2. **Оптимальное конструктивно-технологическое членение планера**, то есть разбивка конструкции на агрегаты, секции, панели, узлы, позволяющая расширить механизацию и автоматизацию технологических процессов, но не приводящая к повышению массы ЛА за счет роста числа стыковых соединений. При этом должна быть соблюдена функциональная независимость и конструктивная законченность сборочных единиц [4].

3. **Ограничение количества применяемых марок и сортамента материалов**, что позволит снизить объем работ по освоению процессов обработки и сборки, по проектированию технологических процессов, упростит организацию серийного производства и его материально-технического обеспечения, обслуживание рабочих мест. Необходимо максимально использовать материалы с высокими технологическими свойствами (штампруемость, способность к пластическому деформированию, свариваемость, обрабатываемость резанием и давлением и др.). При этом появляется возможность интенсифицировать процессы обработки и сборки, снизить трудоемкость изготовления ЛА.

4. **Использование модульного принципа** создания новых изделий из унифицированных узлов и агрегатов, обладающих функциональной взаимозаменяемостью с расширением применения унифицированных, нормализованных и стандартизованных деталей. Такие элементы конструкции можно производить на специализированных предприятиях, обеспечивающих высокомеханизированные и автоматизированные процессы изготовления с высоким качеством при снижении себестоимости.

5. **Максимальная конструктивная преемственность**, то есть использование при проектировании новых конструкций ЛА деталей, узлов и агрегатов, применявшихся или применяемых в ранее созданных изделиях, показавших высокую работоспособность. Такая преемственность конструкций позволяет сократить затраты на конструкторскую и технологическую подготовку производства, повышает качество их изготовления и технико-экономические показатели при освоении и серийном производстве.

6. **Максимальное соответствие конструктивного оформления** деталей и подборок требованиям прогрессивных технологических процессов их изготовления и сборки, наличие подходов для механизированной и автоматизированной обработки и выполнения соединений, назначение оптимальных значений по точности изготовления и взаимозаменяемости, чистоте обработки поверхностей и др. Снижение на один класс точности и допустимой шероховатости позволяет примерно вдвое уменьшить затраты на механическую обработку.

Применение технологических компенсаторов для снижения требований точности увязки сопрягаемых элементов конструкции и обеспечения возможности сборки без подгоночных работ повысит технико-экономические показатели серийного производства, в том числе цикл освоения изделия при запуске.

7. **Ориентация конструкций на определенный метод сборки**, обеспечивающий заданные показатели качества при относительном повышении технико-экономических показателей. Конструктор при проектировании сборочных единиц должен приспособлять их к оптимальному методу сборки, широко использовать

базирование по координатно-фиксирующим и базовым отверстиям (КФО, БО), возможности автоматизации сборки и т.д. В местах расположения КФО (БО) в монолитных конструкциях необходимо предусматривать усиления для компенсации ослабления отверстиями и удобства фиксации в сборочной оснастке.

8. Возможность применения объективных и высокопроизводительных методов контроля точности размеров и геометрических форм поверхности, элементов конструкции и качества соединений, испытаний на функциональное назначение агрегатов бортовых систем и др.

Конструкцию ЛА, в данном случае самолета, нельзя рассматривать как арифметическую сумму технологичных деталей и узлов (подборок). Нередко стремление на практике повысить технологичность и уменьшить затраты на каждой стадии производства без анализа влияния на других этапах технической подготовки производства не дает общего повышения технико-экономических показателей изготовления изделий. Поэтому создание технологичных конструкций требует комплексного подхода, учитывающего требования всех стадий производства изделий.

1.4. Решение задач технологичности на различных стадиях проектирования и изготовления

Работы по технологичности проводятся на всех стадиях проектирования летательного аппарата. Наибольшее значение в обеспечении высокой технологичности имеют этапы первоначальной работы над конструкцией изделий: техническое предложение, эскизный проект, когда решаются принципиальные вопросы выбора конструктивной схемы, конструктивно-технологического членения, проводятся проектировочные расчеты, ведутся сравнительные анализы существующих конструкций.

На стадии разработки технического задания прорабатывают новейшие достижения в области конструирования и технологии и устанавливают возможность их использования в проектируемом изделии, анализируют данные о технологичности аналогичных конструкций, сравнивают задаваемые изделию технические характеристики с соответствующими характеристиками аналогов, определяют состав и значения базовых показателей, которые необходимо реализовать при проектировании ЛА.

На следующей стадии проектирования **при разработке технического предложения** имеют несколько вариантов принципиальных схем проектируемого изделия, проводят сравнительный анализ технологичности с позиций осуществления рационального членения, возможности расширения использования унифицированных и стандартизированных деталей, узлов и агрегатов, применения типовых технологических процессов и средств их обеспечения, возможности ограничения номенклатуры материалов.

На стадии эскизного проекта разрабатывают директивные технологические материалы (ДТМ), в которых приведены подробно разработанная схема конструктивно-технологического и эксплуатационного членения, обоснование выбора материалов, схема базирования основных элементов конструкции и последова-

тельность их установки при сборке, директивные технологические процессы на новые виды обработки и сборки, укрупненная схема сборки и т.д. Приведенные в ДТМ требования к конструкции изделия являются основополагающими при разработке технического проекта.

Технический проект содержит окончательные решения по конструкции изделия. При этом выполняется количественная оценка технологичности по большому количеству основных и вспомогательных показателей, ведется тщательный технологический контроль и корректировка разработанного при эскизном проектировании чертежа общего вида ЛА, подробно разработанной компоновки, а также сборочных чертежей агрегатов и узлов, после чего ведется разработка рабочей конструкторской документации.

На этапе разработки конструкторской документации узлов и деталей вопросам технологичности придается первостепенное значение, ибо им необходимо придать такие геометрические параметры, выполнение которых не встретит затруднений в производстве. Если учесть, что количество деталей у широкофюзеляжных **самолетов большого тоннажа** доходит до **120 тысяч**, то выполнить для каждой из них требования технологичности очень не просто. Необходима оценка по трудоемкости изготовления, коэффициенту использования материала, себестоимости и т.д.

При анализе технологичности различных вариантов конструкции могут использоваться два метода:

а) в качестве критерия оптимизации используют один наиболее важный для данных условий показатель технологичности. Предпочтение отдают варианту с наилучшими значениями этого показателя при условии, что остальные не выходят за установленные пределы;

б) технологичность оценивают по комплексному показателю K , который учитывает ряд дополнительных $k_1, k_2 \dots k_n$ и их различную значимость η_1, η_2 и т.д. в составе комплексного показателя

$$K = k_1\eta_1 + k_2\eta_2 + \dots + k_n\eta_n \quad , \quad (1.3)$$

где $\eta_1, \eta_2 \dots \eta_n$ - коэффициенты удельного влияния (доли значимости) дополнительных показателей

$$\eta_1 + \eta_2 + \eta_3 + \dots + \eta_n = 1,0 \quad . \quad (1.4)$$

Создание нового самолета, вообще летательного аппарата, ведется на основе широких теоретических и экспериментальных исследований, сопровождается отработкой его форм в аэродинамических лабораториях, работоспособности новых приборов, систем, аппаратуры в технически хорошо оснащенных лабораториях. Причем, опытные конструкторские бюро (ОКБ) обслуживаются рядом отраслевых научно-исследовательских институтов. Решением вопросов технологичности занимается «Национальный институт авиационных технологий (НИАТ)».

Отработка конструкции на технологичность [7,8] ведется не только при проектировании самолетов, но и при изготовлении его опытных образцов и первых серий, даже в процессе освоения серийного производства. Только в результате

выполнения этих работ обеспечивается требуемый уровень технологичности конструкции.

1.5. Решение задач технологичности в учебном процессе

Вопросы технологичности рассматриваются при изучении **всех учебных дисциплин** технологической направленности. В учебной программе, например, по технологии сборки самолетов при изучении темы «Технологическое проектирование сборочных работ» прорабатывается: директивные технологические материалы, порядок их разработки, применение; порядок отработки технологичности конструкции; оценка эффективности технологических процессов [9]. Анализ и оценка технологичности объекта сборки ведутся при проведении большинства лабораторных работ в условиях производства.

Например, **содержание лабораторной работы** «Технологический процесс сборки панели. Исследование метода базирования, качества соединения и точности сборки» включает при бригадном методе ее проведения одно из индивидуальных заданий «Изучение конструкции панели, ее эскизировка, анализ технологичности». Нельзя обойтись без оценки технологичности объектов сборки и при проведении лабораторных работ «Исследование методов клепки различными способами с применением механизированного инструмента», «Изучение и исследование технологических процессов постановки спецзаклепок» и др. Именно **технологичность конструкции** определяет, какие и почему применяются инструмент и оснастка.

До проведения всего комплекса лабораторных работ со студентами проводится **практическое занятие** «Методика проведения и отчетности по лабораторным работам. Анализ и оценка технологичности объекта сборки» [10]. Если панель можно изготовить с заданной точностью по аэродинамическим обводам, с высоким качеством клепки, в установленные сроки, с наименьшей стоимостью, значит, она высокотехнологична.

Известно, что **отработка конструкции на технологичность является одной из основных частей технологической подготовки** производства. Это студенты, готовящиеся стать технологами авиационного производства, прекрасно понимают и при прохождении производственных практик, обязательно проводят анализ технологических возможностей производственной системы предприятия, имея индивидуальные задания подобно следующим: «Исследование возможности сборки передней секции Ф-3 (шп.13-18) самолета Ту-204-100 с повышением технологичности, обеспечением взаимозаменяемости по багажной двери», «Повышение технологичности сборки шп.104 самолета Ан-124-100 при расширении механизации и автоматизации, совершенствовании оснастки», «Совершенствование технологического оснащения изотермической штамповки с повышением технологичности деталей типа «Лопатка» реверса Д-90А» и т.п.

Такие задания определяют содержание курсовых проектов, для выполнения которых и проводятся производственные практики.

При оценке технологичности объекта сборки, в том числе в ходе курсового и дипломного проектирования, исследуются [10]:

1. **Простота геометрических форм** сборочной единицы (панели, лонжерона, шпангоута и т.п.). Безусловно, сложная геометрия поверхностей, какие имеют, например, зализы стыка крыла с фюзеляжем, проигрывает панелям одинарной кривизны по технологичности, так как требует усложненной оснастки для сборки, усложняет схемы увязки заготовительной и сборочной оснастки для обеспечения точности по аэродинамическим обводам, не позволит вести групповую клепку на прессе и т.д.

2. **Рациональность членения на узлы, подузлы.** В большей степени данный фактор относится к сложным объектам сборки: фюзеляжу, его частям, крылу и т.п., то есть к агрегатам. Однако рациональность членения устанавливается при разработке схемы членения заданного узла в курсовом проекте (рис.1.3), и при выполнении лабораторных работ, связанных со сборкой таких узлов и агрегатов (рис.1.4).

3. **Вид и конструкция стыковых узлов,** способ соединения сопрягаемых поверхностей. Контурные (фланцевые) стыки панелей более технологичны, чем фитинговые. Соединения с использованием герметичных заклепочных швов нетехнологичны. Менее технологичны болтовые соединения по сравнению с болт-заклепочными, а последние – по сравнению с заклепочными. Соединения заклепками-стержнями более технологичные, чем стержневыми заклепками. Применение в одном стыковом соединении, как и в конструкции узла, заклепок разного диаметра снижает технологичность и т.п.

4. **Унификация параметров деталей,** входящих в сборочную единицу. Например, в конструкции панели заклепки разных диаметров; подсечки по стрингерам имеют разную длину сбег $l_{сб}$, глубину h и радиусы; разные радиусы закруглений по стрингерам, разные скосы по стыкам стрингеров, ширина полок и сечение стрингеров и т.д. делают конструкцию нетехнологичной (рис.1.5).

5. **Номенклатура используемых материалов,** их технологические свойства. Повышают технологичность материалы, обеспечивающие прогрессивные методы изготовления (штампруемость, свариваемость, обрабатываемость давлением и т.д.), не опасные с позиции концентрации напряжений. Исследуется количество разных материалов в конструкции узла (агрегата). Чем шире номенклатура материалов, тем обычно менее технологична конструкция.

Приведенные факторы относятся к **группе качественных показателей.** Оценка по ним технологичности конструкции является первоначальной и производится студентами, как правило, до количественной оценки при изучении всех конструкторских и технологических дисциплин учебного плана подготовки инженеров по специальности «Самолето- и вертолетостроение».

Качественные показатели устанавливаются с использованием инженерно-визуальных методов оценки ТКИ, при сравнении вариантов конструктивного исполнения изделий: «хорошо-плохо», «лучше-хуже», «допустимо-недопустимо», «технологично-нетехнологично» и т.п. При этом возможно установить как лучший вариант исполнения, так и целесообразность затрат времени на определение численных значений показателей ТКИ всех сравниваемых вариантов.

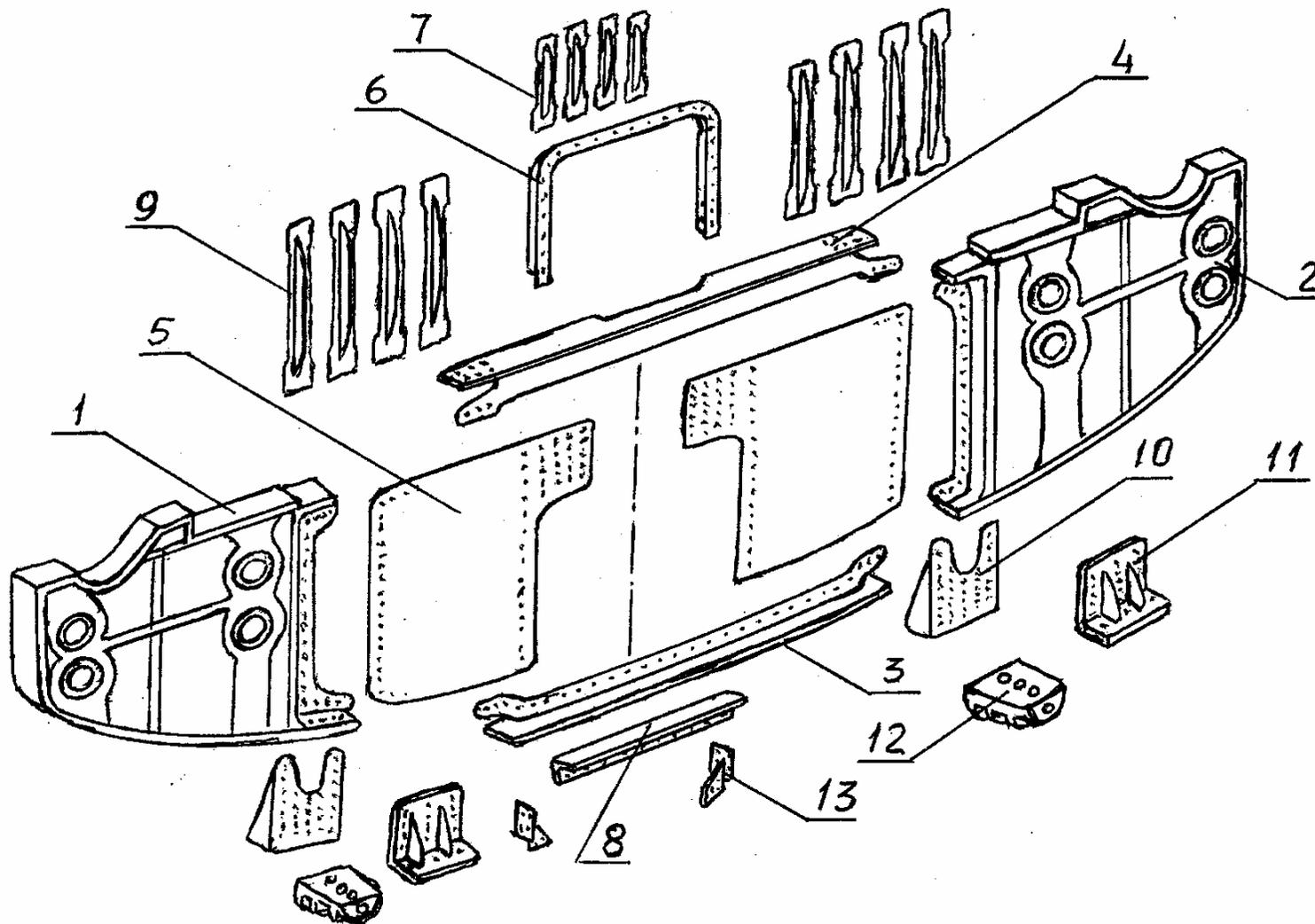


Рис. 1.3. Схема технологического членения низинки шпангоута №64 широкофюзеляжного самолета Ан-124:
 1, 2 – узлы монолитные; 3, 4 – пояса нижний и верхний; 5 – стенка из двух частей; 6, 8 – профили окантовочные; 7, 9 – профили жесткости; 10, 11, 12, 13 – кронштейны

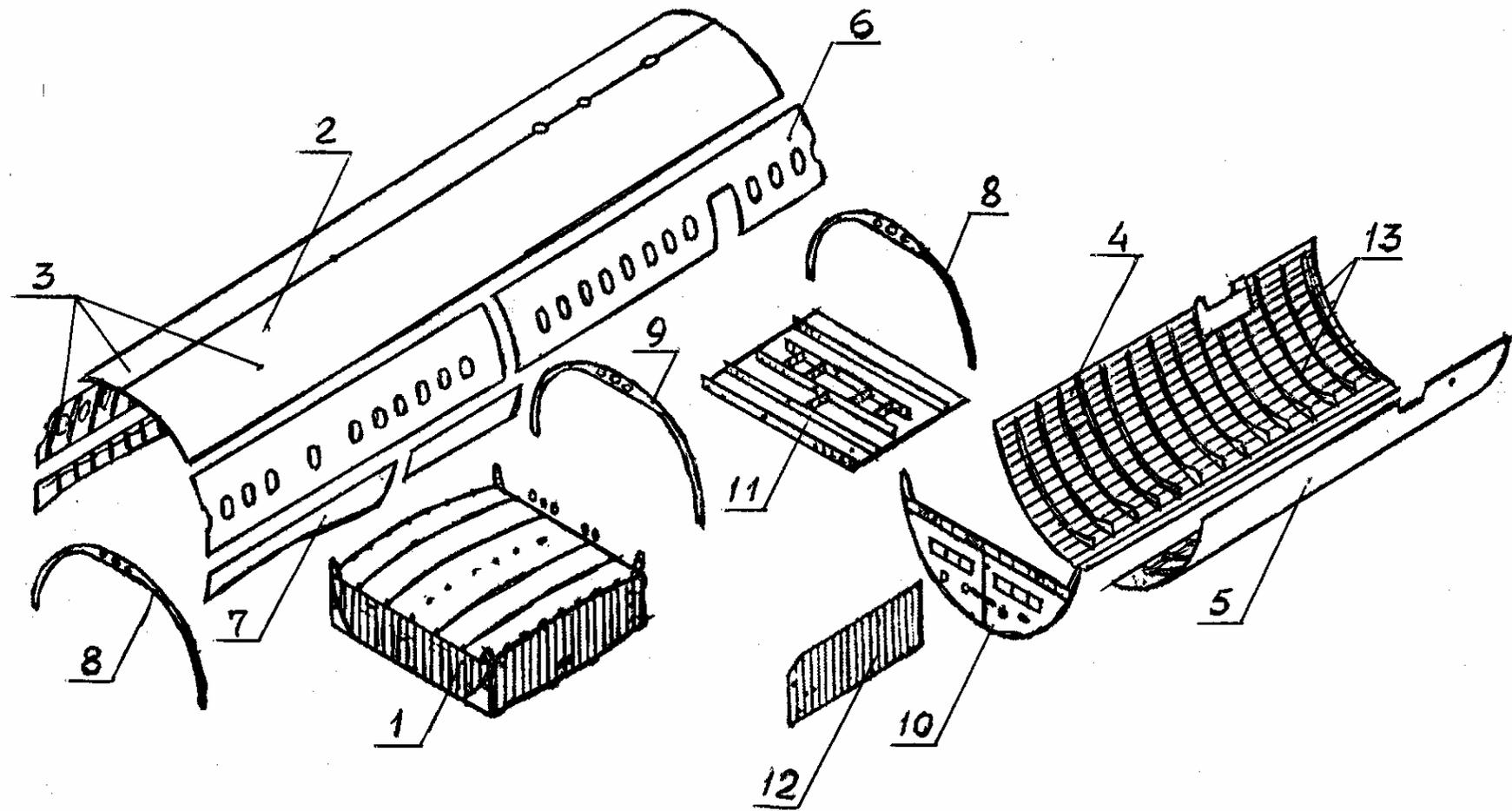


Рис. 1.4. Схема членения отсека фюзеляжа самолета Ту-204: 1 – центроплан, 2 – панель верхняя, 3 – секция панели верхней; 4 – панель нижняя, 5 – секция панели нижней; 6 – панель оконная; 7 – панель надцентропланная; 8 – шпангоут усиленный; 9 – обод шпангоута монолитный; 10 – шпангоут с гермостенкой; 11 – плато герметичное; 12 – перегородка шассийная; 13 – шпангоуты нормальные

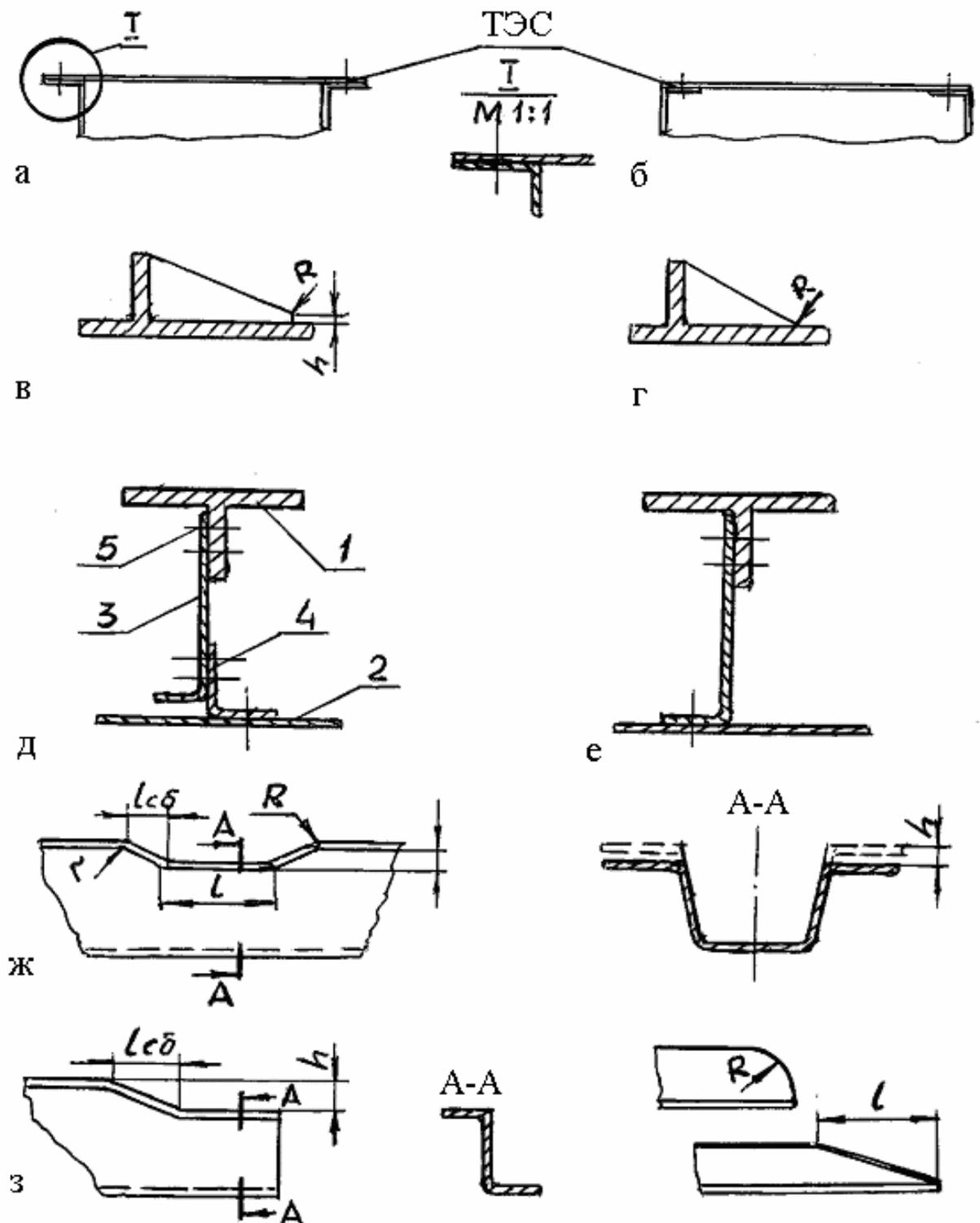


Рис. 1.5. Оценка параметров деталей (конструкции) с позиции технологичности: а, в, д – технологичные конструкции; б, г, е – нетехнологичные конструкции; в, г – конструкция наклонного ребра; ж – подсечка стрингера; з – элементы концевых участков стрингеров. 1 – балка силовая; 2 – обшивка; 3 – дуга шпангоута; 4 – компенсатор; 5 – шов болт-заклепочный

Качественной оценке могут быть подвергнуты одно исполнение изделия, что имеет, например, место при проведении лабораторных работ в условиях производства по конкретному заданию, или совокупность его исполнений, чем студенту приходится заниматься при разработке конструкций в курсовых и дипломных проектах. Качественная оценка нередко ведется одновременно с количественной и их совместимость не противоречит на любой стадии проектирования изделий.

1.6. Количественная оценка технологичности конструкции

Количественная оценка основана на инженерно-расчетных методах и проводится по конструктивно-технологическим признакам, может производиться по планируемым показателям, когда техническим заданием установлены базовые показатели ТКИ, и по непланируемым показателям - при возникновении альтернативы ТКИ для выбора наиболее рационального конструктивного решения из ряда равноценных по рассматриваемым свойствам.

Необходимость количественной оценки технологичности проектируемой конструкции, номенклатура показателей и методика их определения устанавливаются в зависимости от вида изделия, типа производства и стадии разработки конструкторской документации. Рассчитываемое количество показателей должно быть минимальным, но достаточным для оценки технологичности.

Принципиальная схема оценки представлена на рис.1.6 [5].

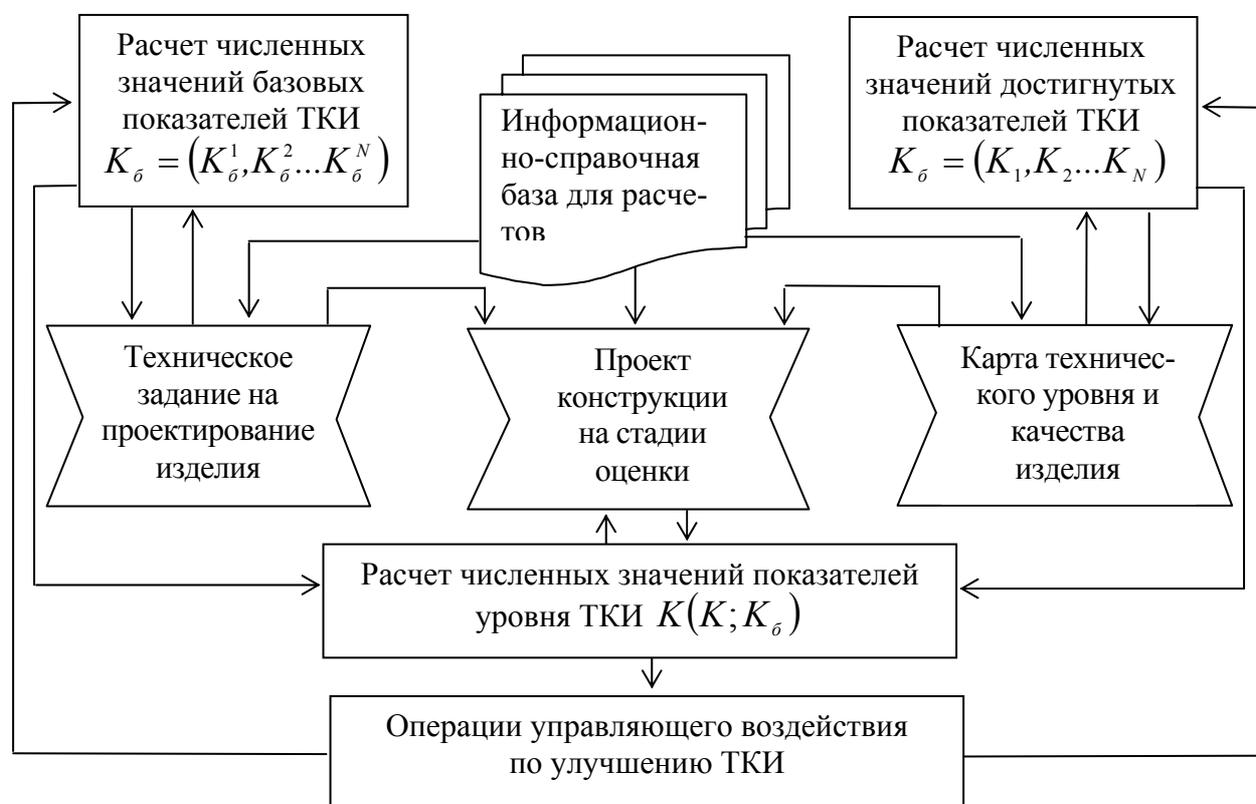


Рис.1.6. Схема количественной оценки технологичности конструкции изделия

Инженерно-расчетный метод оценки ТКИ представляет совокупность приемов по определению и сопоставлению расчетным путем численных значений

показателей ТКИ проектируемой конструкции « K » и соответствующих показателей, принятых в качестве базы для сравнения « K_0 ».

Наиболее распространены методы абсолютной, относительной и разностной оценки ТКИ с установлением следующих показателей :

абсолютного показателя ТКИ

$$K = (k_1, k_2 \dots k_n), \quad (1.5, a)$$

сравнительного показателя (уровня) ТКИ

$$K_y = K/K_0, \quad (1.5, б)$$

разностного показателя ТКИ

$$\Delta K' = |K - K_0|; \quad \Delta K'' = |1 - K_y|. \quad (1.5, в)$$

Угруппенная блок-схема алгоритма обеспечения ТКИ с учетом результатов количественной оценки приведена на рис.1.7.

Все многообразие показателей ТКИ, которые возможно просчитать, целесообразно свести к семи группам: технологической рациональности конструкции изделия; преемственности конструкции; ресурсоемкости изделия; производственной ТКИ (технологичности); эксплуатационной ТКИ; ремонтной ТКИ; общей ТКИ.

Так **оценка технологической рациональности конструкции** может быть произведена коэффициентами: K_{cl} – сложность конструкции изделия; K_{cb} – особенность и целесообразность метода сборки; $K_{л.с.}$ – легкоъемность составных частей; K_0 – доступность мест обслуживания; K_k – контролепригодность; $K_{p.д.}$ – распределение допуска между изготовлением и монтажом и т.д.

Показатели преемственности конструкции изделия отражают изменимость и повторяемость его составных частей и их компоновки, конструктивных элементов и материалов. Проектирование любого самолета и вертолета обязательно идет с учетом данных показателей. Так появляются семейства самолетов «Ту», «Ил», «Як», «Ан», вертолетов «Ми», «Ка» и т.п.

Новизну конструкции изделия оценивают коэффициентом K_n , применение унифицированных или стандартных составных частей – $K_{np}^{с.ч.}$; применяемость в изделии материалов $K_{np}^м$; типизацию конструктивного исполнения коэффициентом $K_{мин}^{к.и.}$ и др.

Важнейшими в оценке ТКИ являются **показатели ресурсоемкости**. Их используют для определения величины затрат ресурсов (труда, энергии, времени, материалов и др.), то есть для оценки воплощенных в конструкции изделия затрат ресурсов определенного вида: материалоемкости, энергоемкости, трудоемкости и т.п.

Из показателей производственной ТКИ особую значимость имеют : трудоемкость изделия в технической подготовке производства $T_{m.n.n.}$; трудоемкость в изготовлении T_u ; трудоемкость изделия в монтаже вне предприятия-изготовителя T_m ; материалоемкость изделия в изготовлении M_u ; продолжительность технической подготовки производства изделия $\tau_{m.n.n.}$; энергоемкость в изготовлении \mathcal{E}_u ; технологическая себестоимость изделия в изготовлении C_u и др.

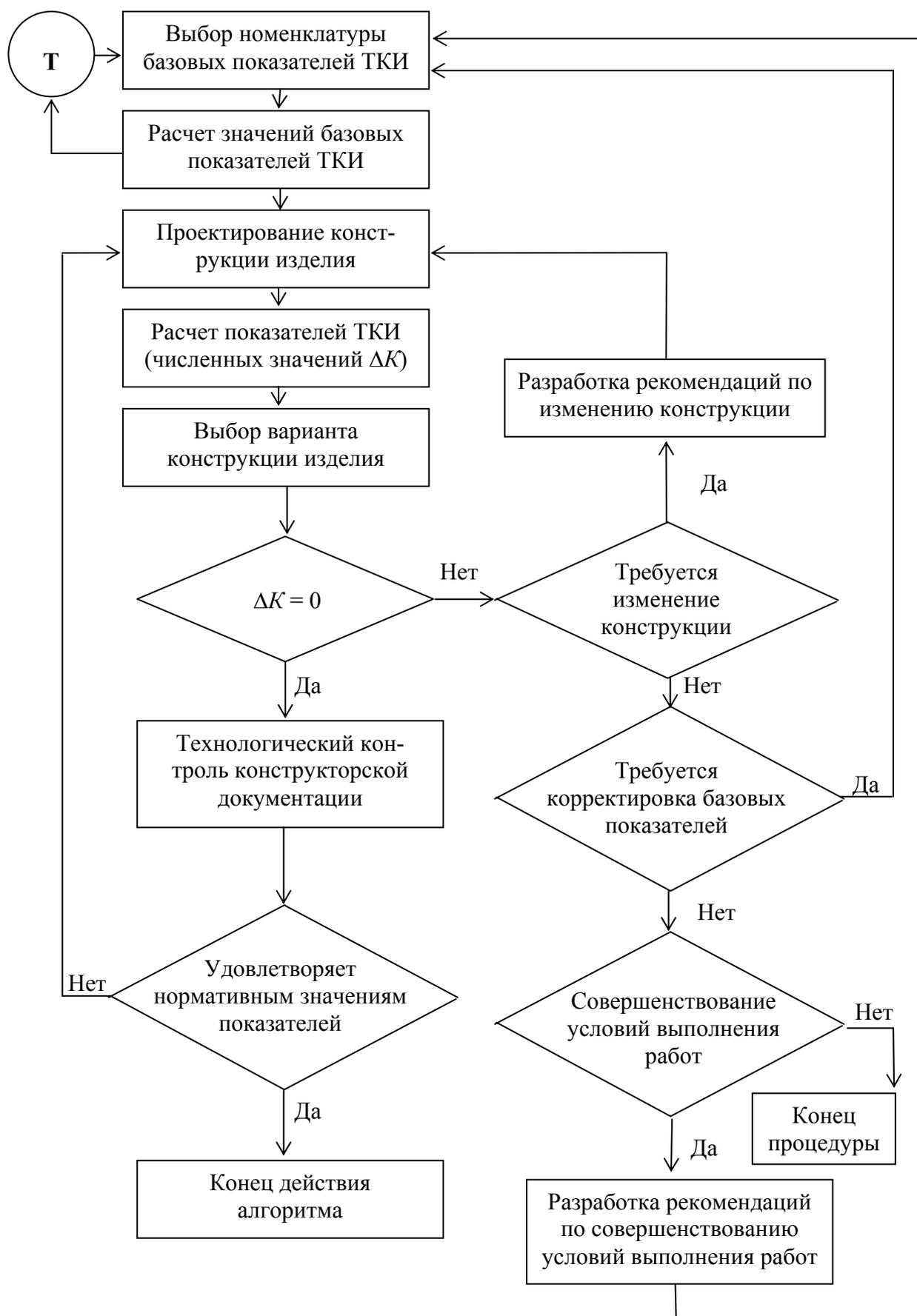


Рис.1.7. Блок-схема алгоритма обеспечения ТКИ по результатам ее количественной оценки

Показатели общей ТКИ по всем областям проявления представляют в виде удельных значений: удельная трудоемкость изделия $T_{уд}$; удельная материалоемкость $M_{уд}$; удельная энергоемкость изделия $\mathcal{E}_{уд}$; удельная технологическая себестоимость $C_{уд}$. Они применяются для обеспечения сопоставимости свойств и показателей однотипных изделий, обладающих различными значениями главных параметров или реализующих различный полезный эффект [5].

Используют при оценке ТКИ и частные /единичные/ показатели. Например, при оценке шероховатости поверхности, которая оказывает решающее влияние на величину затрат труда в процессе изготовления.

В учебном процессе, даже при выполнении дипломных проектов по научно-исследовательской тематике, не может появиться необходимость количественной оценки ТКИ по всем выше приведенным показателям. Наиболее реально проводить оценку показателей производственной технологичности по трудоемкости изготовления T или технологической себестоимости C_m .

Особенно важно исследовать показатели технологичности при оценке объекта сборки по тем показателям, которые существенно влияют на содержание и объем сборочных работ, повышают их эффективность.

1.7. Порядок и методы определения показателей ТКИ

Процесс определения показателей ТКИ в общем случае реализуется в следующей последовательности: определение исходных данных и их анализ; обработка результатов анализа исходных данных; выбор номенклатуры показателей ТКИ; расчет численных значений показателей ТКИ.

Определяя исходные данные, устанавливают: вид изделия, новизну и сложность конструкции, типовые конструкции и аналоги, объем выпуска и тип производства, предприятие-изготовитель, состояние производственной системы которого необходимо учитывать при выборе показателей технологичности. В процессе анализа исходных данных исследуются статистические данные по типовым конструкциям и аналогам; целесообразность применения новых материалов, конструктивных решений и технологических процессов; технологические возможности предприятия-изготовителя и т.п.

Выбор показателей ТКИ призван обеспечить совершенствование конструкции изделия. Рекомендуемый ГОСТ 14.201-83 [7] для применения в зависимости от вида изделия и стадии разработки перечень показателей ТКИ приведен в табл.1.1. [5]. В принятых обозначениях T – обязательное определение значения показателя точными методами; $П$ – обязательное определение показателя укрупненными методами; $Н$ – необязательное определение показателя в общем случае. Индексы указывают для какого вида изделия значение показателя определяется на данной стадии разработки конструкторской документации.

Необходимость определения показателей, отмеченных знаками применимости в табл.1.1, устанавливается для каждого конкретного изделия стандартами отрасли или предприятия, с учетом тенденций развития данной и смежных облас-

Таблица 1.1. Рекомендации по применению показателей ТКИ в зависимости от вида изделия и стадии разработки

Показатель ТКИ	Вид изделия				Стадия разработки конструкторской документации				
	Де- таль (1)	Сбороч- ная еди- ница (2)	Ком- плекс (3)	Ком- плект (4)	Техни- ческое предло- жение	Эскиз- ный проект	Техни- ческий проект	Рабочая документация	
								Литера «О»	Литера «Б»
Трудоемкость изделия в изготовле- нии	Т	Т	Т	Т	Н _{2,3}	П _{2,3}	П _{2,3}	П _{2,3}	Т ₁₋₄
Трудоемкость изделия в монтаже	—	Т	Т	—	—	—	Н	П	Т
Трудоемкость в техническом обслу- живании (средняя)	Н	Т	Т	—	—	—	—	П	Т
Удельная трудоемкость изделия	—	Т	Т	—	—	П _{2,3}	П _{2,3}	П	Т
Удельная материалоемкость (метал- лоемкость) изделия	—	Т	Т	—	Н	П	П	Т	Т
Удельная энергоемкость изделия	—	Т	Т	—	Н	П	П	Т	Т
Технологическая себестоимость из- делия в изготовлении	Т	Т	Т	Т	П	Н	Н _{2,3}	П _{2,3}	Т ₁₋₄
Технологическая себестоимость в техническом обслуживании (средняя)	Н	Т	Т	—	—	—	—	П	Т
Коэффициент сборности	—	Т	Т	—	—	П	П	П	Т
Коэффициент применяемости уни- фицированных конструктивных эле- ментов	Т	Н	Н	Н	—	Н	П	Т	Н
Коэффициент применяемости мате- риала	—	Т	Н	Н	—	—	Н	Т	Т

тей техники, потребностей потребителей, данных научного и инженерного прогнозирования.

Базовые и достигнутые показатели, а также показатели уровня ТКИ вносят в карту технического уровня и качества изделия.

В общем случае для определения показателей ТКИ используют следующие расчетные зависимости:

общий (суммарный) показатель ТКИ

$$K = K_1 + K_2 + \dots + K_I = \sum_{i=1}^I K_i ; \quad (1.6,а)$$

структурный показатель ТКИ

$$K_{cm} = \sum_{n=1}^N K_n ; \quad (1.6,б)$$

удельный показатель ТКИ

$$K_{y\partial} = K/P ; \quad (1.6,в)$$

относительный показатель ТКИ

$$K_{omn} = K_i / K ; \quad (1.6,г)$$

сравнительный показатель ТКИ

$$K_{cp} = K / K_{\sigma} , \quad (1.6,д)$$

где I – общее число рассматриваемых свойств, образующих ТКИ;

N – выборочное число свойств из общей их совокупности;

P – главный (определяющий) параметр изделия или реализуемый им полезный эффект;

K_{σ} – базовый показатель ТКИ (исходный, плановый).

Эти зависимости пригодны для расчета показателей ресурсоемкости различных видов.

При оценке **технологической рациональности конструкции** используют: коэффициент сборности (собираемости)

$$K_{сб} = E / (E + N_{\partial}) , \quad (1.7,а)$$

где E – число сборочных единиц в изделии; N_{∂} – число деталей в изделии.

Коэффициент доступности мест обслуживания определяется по формуле:

$$K_{\partial} = T_o / (T_o + T_{всп}) , \quad (1.7,б)$$

где T_o – трудоемкость изделия в основных операциях изготовления (технического обслуживания, ремонта);

$T_{всп}$ – трудоемкость изделия во вспомогательных операциях.

Коэффициент контролепригодности определяется

$$K_k = T_{o.k.} / (T_{o.k.} + T_{всп.к.}) , \quad (1.7,в)$$

где $T_{o.k.}$ – трудоемкость в основных операциях технического контроля (диагностирования);

$T_{всп.к.}$ – трудоемкость изделия во вспомогательных операциях технического контроля (диагностирования).

Коэффициент распределения допуска между изготовлением и монтажом определяется по формуле :

$$K_{p.д.} = 1 - \delta_n / \delta_m , \quad (1.7,г)$$

где δ_n – погрешность изготовления (суммарный допуск на отклонение формы и расположения);

δ_m – монтажный допуск.

Аналогичные расчетные формулы используются для оценки технологичности и по другим группам показателей ТКИ. Однако в практической деятельности студентам можно ограничиться расчетом следующих показателей, характеризующих технологичность изучаемых и разрабатываемых конструкций ЛА.

1. Показатель уровня технологичности

а) по трудоемкости $K_{y.m.} = T/T_{\delta} , \quad (1.8)$

б) по себестоимости $K_{y.c.} = C_m / C_{m.б} , \quad (1.9)$

где $T, н-ч$; $T_{\delta}, н-ч$ – трудоемкость в нормо-часах соответственно по новому (разрабатываемому) технологическому процессу и существующему, принятому за базовый;

$C_m, C_{m.б}, руб$ – технологическая себестоимость проектируемого изделия и базовый показатель себестоимости (существующий на предприятии или заданный руководящими документами).

Если $K_{y.m.}$ и $K_{y.c.}$ меньше единицы, то конструкция технологична. Эти основные показатели технологичности на ранней стадии проектирования изделий (эскизном проекте) определить затруднительно, а часто совсем невозможно. Студенту даже проще их исследовать, ибо он за точность или объективность оценки конструкции ответственность не несет.

Большую определенность в учебных проектах и при выполнении лабораторных работ имеют дополнительные показатели технологичности [10, 11].

2. Коэффициент удельной трудоемкости:

$$K_m = T/M , \quad (1.10)$$

где $T, н-ч$ – трудоемкость;

$M, кг$ – масса проектируемого изделия (объекта сборки).

Снижение показателя K_m делает конструкцию более технологичной. А это значит, что повышение монолитности конструкции, снижая трудоемкость сборочных работ, делает изделие более технологичным.

3. Коэффициент монолитности конструкции:

$$K_m = M/N_g , \quad (1.11)$$

где M , кг – масса сборочной единицы (изделия);

N_d – число деталей (кроме крепежа). Чем выше K_m , тем более технологичен объект сборки.

Использование монолитных, монолитно-сборных, сотовых конструкций, крупногабаритных штамповок и отливок, деталей из листов и профилей, прессованных заготовок сложной формы повышает технологичность с позиций сборки, хотя не всегда они оказываются технологичными с позиций механообработки, их изготовления и т.п. Например, панели «вафельной» конструкции, широко используемые в изделиях АО «Авиастар», нетехнологичны в изготовлении из-за низкого коэффициента использования материала (КИМ).

4. Коэффициент использования материала:

$$K_{u.m.} = m_d / m_p, \quad (1.12)$$

где m_d и m_p – соответственно масса детали (изделия) и затраченного на изготовление (расход) материала. В курсовых и дипломных проектах по мехобработке, как и в производственных условиях, при оценке технологичности такой показатель обязательно просчитывается. Чем он выше, тем технологичней деталь (узел), так как повышает экономичность технологических процессов.

5. Коэффициент панелирования:

$$K_n = \frac{F_n \cdot n_{c.m.n.}}{F \cdot N_{c.m.}}, \quad (1.13)$$

где F_n , F – площадь поверхности панелей и всего самолета, кв.м; $n_{c.m.n.}$, $N_{c.m.}$ – соответственно число силовых точек на панелях (заклепок, болтов, сварных точек) и на самолете (агрегате).

При проектировании самолета (вертолета) оценить степень панелирования каждого агрегата необходимо. Основы теории панелирования самолетных конструкций разработаны Е. П. Шекуновым [12]. Им предложена методика определения оптимального числа панелей, основанная на сравнении относительных технико-экономических показателей при различных вариантах членения агрегатов и отсеков на панели в различных схемах сборочного процесса. Экономические показатели панелированной конструкции существенно выше, чем непанелированной. Тем более, что технологические стыки в конструкции неизбежны из-за ограниченных размеров листов, отливок, моноконструкций и т.п.

В дипломных проектах студенты имеют возможность **оценить степень панелирования** агрегата (секций), ибо получают опыт анализа при проведении лабораторных работ по сборке панели и агрегата, а многие и при курсовом проектировании.

6. Показатель уровня нормализации

$$K_n = \frac{N_n \cdot M_n}{N \cdot M}, \quad (1.14)$$

где N_n и N – число нормализованных (унифицированных) деталей и общее их число в объекте сборки;

M_n, M – соответственно их масса.

Данный показатель рассчитывается как для объекта сборки (изделия), так и для средств технологического оснащения. Чем выше K_n , тем более технологична конструкция.

7. Коэффициент прессовой клепки

$$K_{np.k} = \frac{n_{np.k}}{n_3}, \quad (1.15)$$

где $n_{np.k}$ и n_3 – число заклепок, доступных для прессовой клепки и общее число заклепок в исследуемом объекте.

Увеличение $K_{np.k}$ до единицы позволит снизить и трудоемкость, и цикл сборки, которые являются важнейшими показателями эффективности сборочных работ.

Аналогично вышеприведенным могут рассчитываться и уровень автоматической клепки $K_{авт}$ в объекте сборки, и коэффициент точности сборки $K_{точн}$, и коэффициент шероховатости поверхности $K_{ш.п.}$ и т.д. Конструкция, позволяющая использовать клепку на автоматах, будет в большей степени удовлетворять требованиям технологичности. Если заданные показатели качества возможно обеспечить при менее жестких значениях $K_{точн}$ и $K_{ш.п.}$, то конструкция считается более технологичной.

Номенклатура показателей технологичности должна быть минимально **необходимой**. Например, при анализе технологичности любой панели (см. рис.1.4), являющейся объектом исследования при выполнении лабораторной работы № 1 по технологии сборки самолетов, студенты оценивают: геометрические формы (габариты, кривизну по поперечному и продольному сечениям, параметры подкрепляющих стрингеров), номенклатуру материалов, вид и параметры заклепок, рациональность членения, использование монолитных конструкций и т.д. (качественная оценка) и могут количественно установить $K_m, K_{np.k}$, а также возможность перевода для клепки на автоматах «АК» или «Джемкор».

Студенты анализ технологичности при выполнении курсового проекта по технологии изготовления деталей самолета проводят, рассчитывая $K_{у.т.}, K_{у.с.}, K_{ш.п.}$ и $K_{точн}$; при выполнении курсового проекта по сборке самолетов – аналогично приведенным при анализе технологичности панели. Важно обеспечить объективность оценки, чему необходимо научиться в процессе обучения.

2. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ ДЕТАЛЕЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ЛИСТА

2.1. Общие рекомендации

В конструкции самолета, как и любого летательного аппарата, значительная часть деталей изготавливается из листового материала: детали, оформляющие наружный контур (обшивки, нервюры, обтекатели, двери, люки и др.); многие детали внутреннего набора и оборудования (полы, перегородки, приборные щитки и панели, панели интерьера и т.п.). Для их изготовления разрабатывается штамповая оснастка. Трудоемкость изготовления деталей штамповкой, в том числе из профилей и труб, составляет 7...16% от общей трудоемкости изготовления самолетов в зависимости от их функционального назначения и конструктивно-технологических особенностей [2].

При проектировании деталей из листа, профилей и труб конструктору важно знать технические возможности заготовительно-штамповочного производства и ориентироваться на наиболее прогрессивные технологические процессы, которые определяются исходя из масштабов производства, сложности формы деталей, технологических свойств материала. При этом следует учитывать:

при единичном производстве рационально применять штамповку в универсальных штампах;

при мелкосерийном и серийном производстве применять методы пластического деформирования для получения деталей сложной конфигурации в инструментальных и упрощенных штампах на универсальных прессах и молотах или специализированном оборудовании;

при крупносерийном производстве – применение штамповки новейшими методами с механизацией и автоматизацией производства.

Важным при проектировании является выбор материала детали. Конструктор должен учитывать его технологические свойства, обеспечивающие достаточную прочность изделия и технологичность. Технологические рекомендации по выбору материала [4] предусматривают применение в заготовительно-штамповочном производстве материалов, освоенных в серийном производстве: алюминиевые, магниевые, титановые сплавы, конструкционные нержавеющие стали и т.д.

Для обработки металлов давлением целесообразно применять материалы, обладающие малым пределом текучести σ_T , низкой твердостью HRC , (HB) и большим удлинением $\delta, \%$, что позволяет изготавливать деталь за минимальное количество переходов. Прочностные характеристики таких материалов за счет упрочнения при деформации после штамповки повышаются, благодаря чему возможно добиться снижения массы конструкции. Однако материалы с относительным равномерным удлинением меньше 5%, как правило, потребуют при формовке нагрева, что увеличит цикл обработки и стоимость.

При проектировании деталей и их элементов из титановых сплавов конструктор должен учитывать их труднообрабатываемость. Лишь сплавы ВТ1-0, ВТ1-00, ОТ4-0, ОТ4-1, ПТ7М обладают достаточной пластичностью, а сплавы

BT14, BT20, BT22, BT23, BT6ч и др. могут деформироваться только в нагретом состоянии.

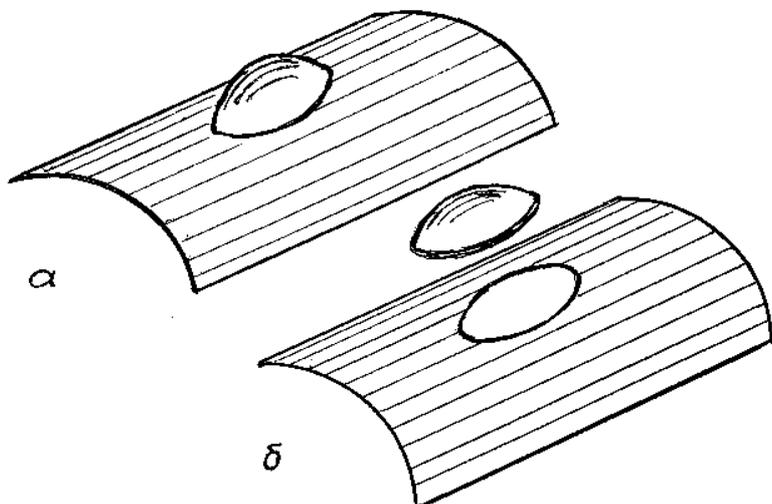
Чтобы изготовить высокоточные и ресурсные детали из титановых сплавов требуется специальное оборудование и дорогостоящая оснастка, при этом увеличивается цикл изготовления. Стоимость таких деталей даже без учета стоимости материала возрастает в 2,5–10 раз по сравнению со стоимостью эквивалентной по форме и размерам детали из алюминиевого сплава. И чем выше прочность материала, тем ближе к верхним пределам разница в стоимости.

Надежность деталей в определенной мере зависит от вида окончательной термической обработки. Конструктор должен учитывать, что усложнение окончательной термообработки, например, замена для титановых сплавов неполного отжига на полный, в воздушной среде на вакуумный, отжига – на закалку и старение, значительно удорожает производство деталей. При этом необходимо учитывать условия эксплуатации. Вид и порядок проведения окончательной термообработки конструктор указывает на чертеже.

Не менее **важными являются рекомендации по выбору формы и размеров детали**, точности их изготовления и шероховатости поверхности, оптимальным соотношениям их конструктивных элементов.

Детали, изготавливаемые из листового материала, должны иметь по возможности простую геометрическую форму, плавные переходы при изменении формы сечения, оптимальные соотношения между отдельными конструктивными элементами. К наиболее габаритным из них – обшивкам предъявляются повышенные требования по качеству поверхности. При этом размеры проектируемых деталей должны увязываться с параметрами выпускаемых металлургической промышленностью листов, с габаритами и мощностью заготовительно-штамповочного оборудования, на котором предполагается их изготовление. Это объясняется тем, что предпочтение **следует отдавать цельноштампованным деталям**, прибегая к сборным (клепаным, сварным) только в случае затруднений при формообразовании или при необходимости более эффективного использования материала [2].

Например, изготовление обшивки с локальной выпуклостью (рис.2.1) нетехнологично, так как потребует



сложного оснащения, большой мощности прессового оборудования, проведения в последующем ручных доводочных операций и т.д. Для повышения технологичности выпуклость следует изготавливать отдельно, что позволит для нее и обшивки использовать механизированные и, возможно, автоматизированные способы.

Рис. 2.1. Изготовление обшивки сложной формы:
а – нетехнологично; б – технологично

Элементы штампуемых деталей должны быть унифицированы: диаметры вырубки, пробивки, вытяжки; радиусы и углы гибки; радиусы сопряжений плоских и объемных деталей и т.п. (см. рис.1.5, ж, з).

Требования к листовым деталям по точности геометрических параметров, определяющих их размеры и форму, должны обеспечивать их функциональное назначение и не приводить к необходимости применения специализированного оснащения технологических процессов. Применение универсального заготовительно-штамповочного оборудования с использованием оптимальных методов штамповки (гильотинные ножницы, механические и гидравлические прессы и т.п.) позволяет гарантировать точность деталей по 14 качеству. Введение дополнительных операций по калибровке, зачистке и т.п. может обеспечить точность соответственно 12 качеству. Применение уникальных прессов типа П5054, специального оборудования с импульсным характером нагрузки позволяет изготовить детали с точностью по 10 качеству.

При необходимости изготовления деталей с точностью по 7–9 качествам следует использовать процессы горячей листовой штамповки. В случаях, когда точность размеров элементов деталей не сказывается на прочности детали или на условиях сборки, рекомендуется отклонения по фактическим допускам согласовывать с производством, исходя из требований стоимости и уменьшения сроков подготовки производства.

Допуски на размеры деталей следует устанавливать с учетом возможности получения их традиционными методами без дополнительной обработки. В табл.2.1. приведены предельные значения точности и шероховатости поверхности кромок при различных заготовительно-штамповочных операциях.

Таблица 2.1. Точность и шероховатость поверхностей листовых деталей, получаемых в заготовительно-штамповочном производстве

Метод обработки	Качитет точности	Шероховатость Ra , мкм
Резка на гильотинных ножницах $l \leq 2000$ мм/	14	-
Вырезка на фрезерных станках, в том числе с программным управлением	9 – 12	6,3; 12,5
Вырезка в штампах на универсальных прессах s_0 листа $\leq 3,0$ мм/	12	6,3; 12,5
То же при s_0 листа = 3,0...5,0 мм	14	6,3; 12,5
Чистовая вырубка в специальных штампах на специализированном оборудовании	10 – 12	1,6; 0,8
Гибка в инструментальных штампах, отбортовка	14 – 15	Соответственно шероховатости заготовки
То же в условиях сжато-напряженного состояния	10 – 14	- \bar{E} -
Вытяжка	11–12 (по диаметру)	1,6; 0,8
Вытяжка в горячем состоянии	9–10	- \bar{E} -
Вытяжка с калибровкой	7–9	0,4; 0,2
Штамповка и формовка взрывом	12	

Шероховатость поверхности кромок следует увязывать с точностью изготовления детали, так как она влияет и на процессы формообразования, и на эксплуатационные характеристики.

Выбор технологии изготовления деталей из листовых заготовок и предъявляемые требования по технологичности **зависят от их конструктивных особенностей**. В табл.2.2 представлены типовые детали из листовых заготовок, требующие совершенства существующих технологий.

Аналогичные общие требования по технологичности предъявляются и к деталям из профилей и труб. Специфические требования будут рассмотрены в соответствующих главах учебного пособия.

2.2. Обеспечение технологичности деталей, полученных в процессе разделительных операций

2.2.1. Конфигурация и размеры отверстий

Образование отверстий – наиболее распространенная разделительная операция при изготовлении деталей из листа. Отверстия могут быть круглыми, овальными, с прямолинейным контуром, с фигурным очертанием, с отбортовками и без отбортовок, с прямыми отбортовками, и с отбортовками под углом $\alpha = 60^\circ$ или $\alpha = 45^\circ$ (рис.2.2; 2.3; 2.4).

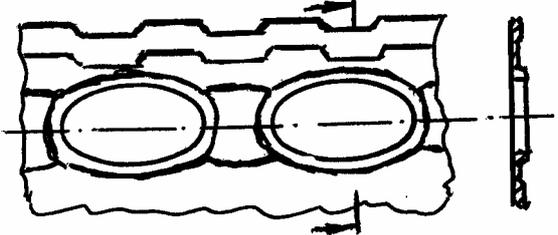
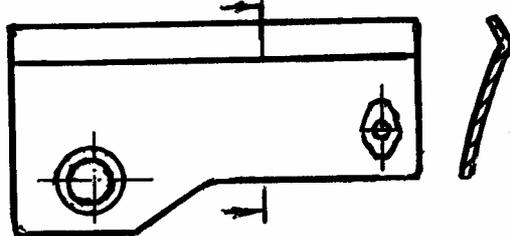
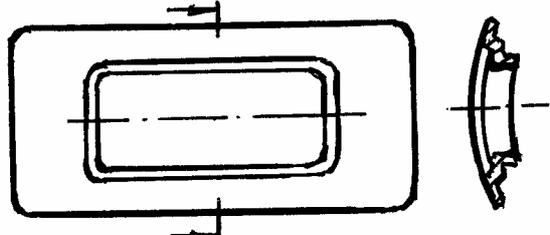
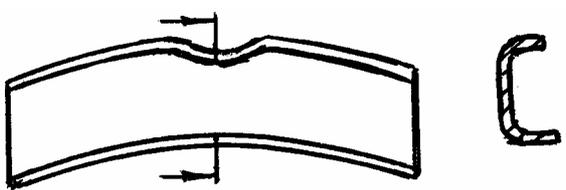
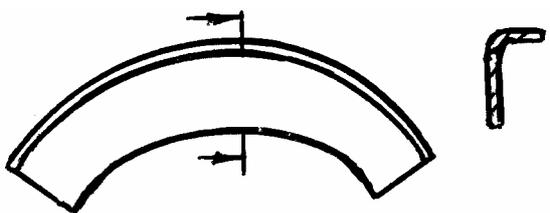
Отверстия могут быть получены при сверлении, при пробивке или вырезке, фрезеровании на станках с программным управлением и т.п. При этом используется разный инструмент, разные оснастка и оборудование, выбор которых определяет технолог, но конструктор при проектировании детали обязан это учитывать и стремиться удовлетворить требованиям технологичности. Так, отверстия на деталях должны иметь контур простых геометрических фигур с возможно большим радиусом R сопряжения их прямых участков, которые должны быть нормализованы, а их минимальные значения при штамповке должны удовлетворять данным таблицы 2.3.

Таблица 2.3. Минимальные значения радиусов R в зависимости от угла сопряжения сторон отверстий α и толщины s_0

Материал	$\alpha \geq 90^\circ$	$\alpha < 90^\circ$
Сталь, алюминиевые сплавы	$0,4s_0$	$0,7s_0$
Титановые сплавы ВТ1 без подогрева, ВТ5 с подогревом	$0,6s_0$	$0,8s_0$
Титановый сплав ВТ5 без подогрева	$1,75s_0$	$2,25s_0$

На рис.2.3. даны рекомендации при образовании отверстий в деталях из титановых сплавов фрезерованием на станках с ЧПУ (моделей РФП-1, РФП-2), а их размеры могут быть приняты при исходной толщине s_0 согласно данным табл.2.4 [4]. Если отверстия получены при записи программы по шаблону, то наименьший их диаметр 15 мм, при записи программы по числовым данным чертежа на интерполяторе фигурные отверстия должны иметь $R_{min} = 4,0$ мм.

Таблица 2.2. Типовые детали из листовых заготовок

Тип Деталей	Эскиз детали	Название	Существующая технология
1		Обшивка	Размерное Химическое Фрезерование
2		Обшивка	Пневмотермо- формовка в ус- ловиях сверх- пластичности
3		Окантовка	Горячая штам- повка в штампах из жаростойких сталей
4		Жесткость	То же
5		Профиль	Обтяжка с про- межутовыми отжигами
6		Накладка	Горячая штам- повка в штампах из жаростойких сталей

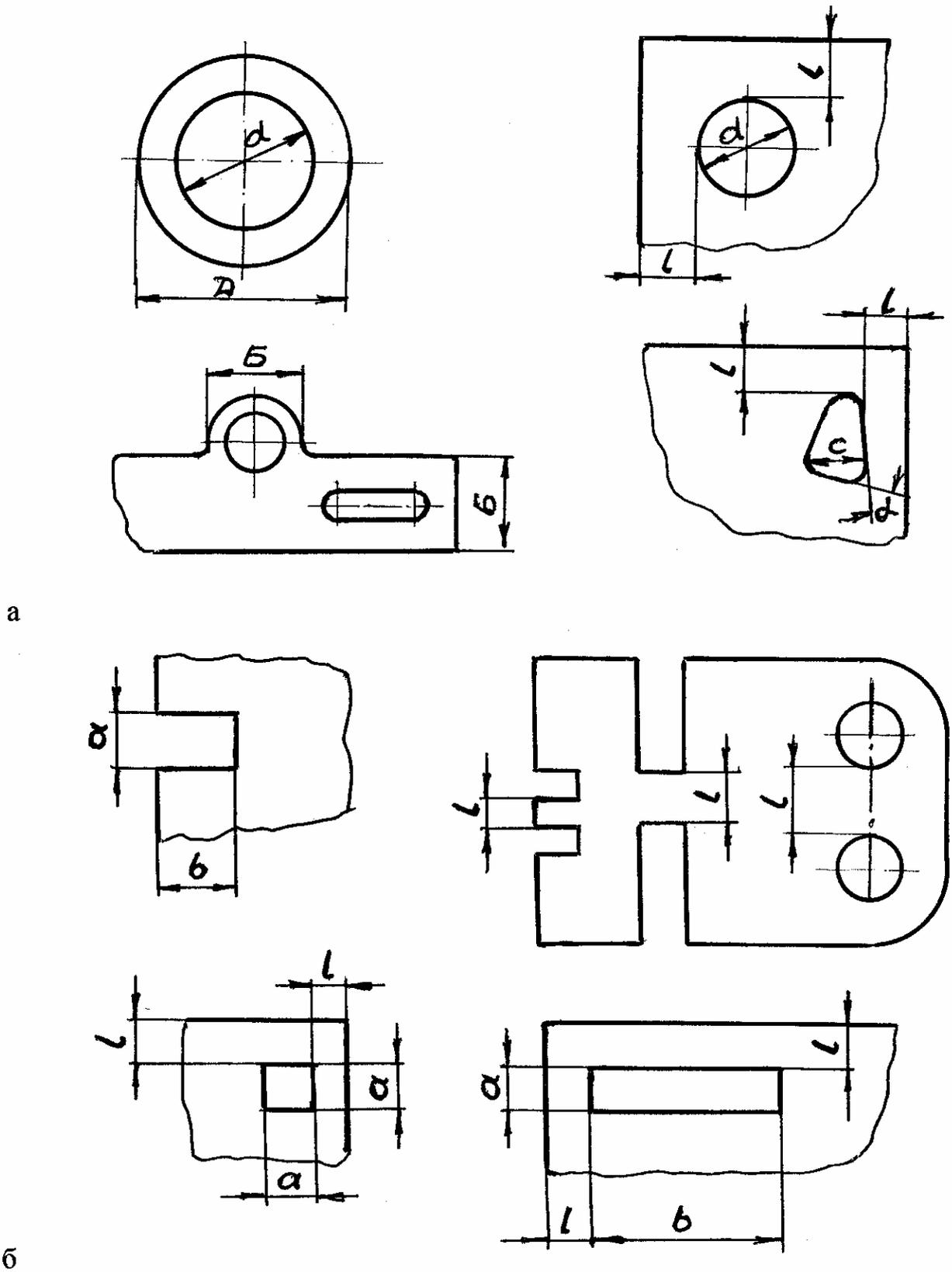


Рис.2.2. Технологические требования при выполнении отверстий вырезкой-пробивкой эластичными средами: а – круглые и овальные отверстия; б – отверстия с прямолинейным контуром

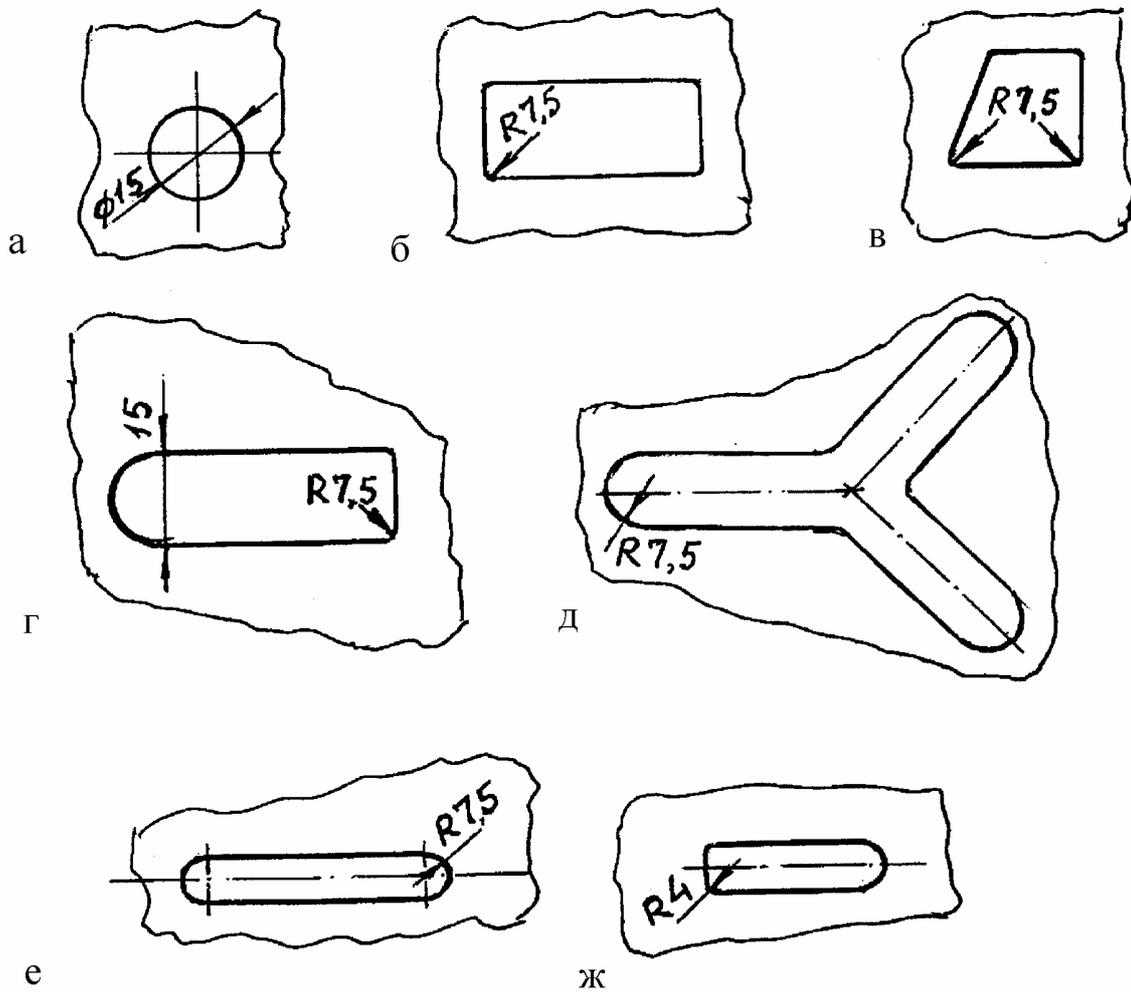
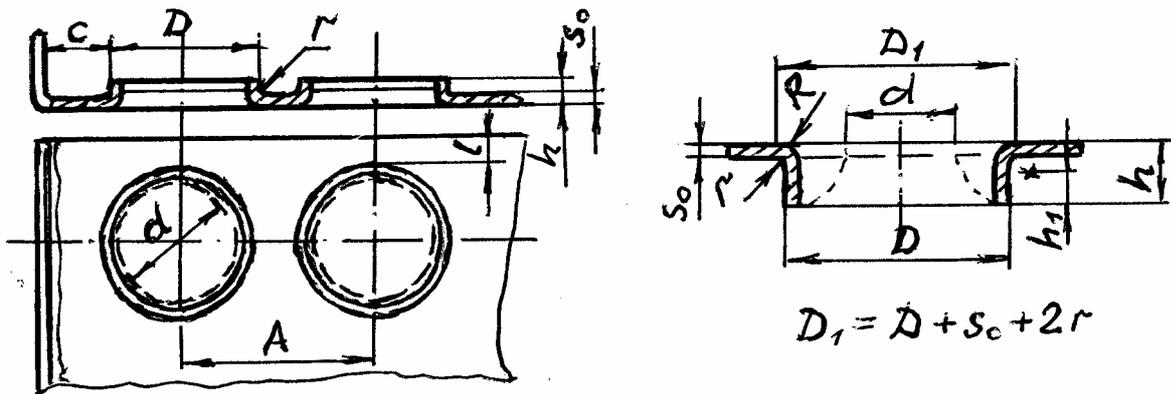


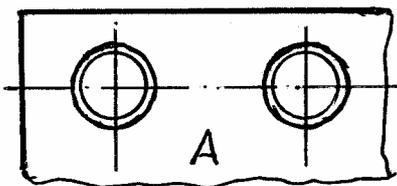
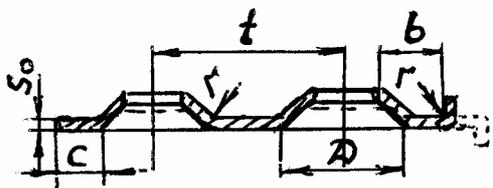
Рис.2.3. Минимальные размеры отверстий, фрезерованных на фрезерных станках с ЧПУ : а – круглое отверстие; б, е – прямоугольное; в, г, д, ж – отверстия сложной формы

Таблица 2.4. Минимальные размеры отверстий, выполненных пробивкой в деталях из титановых сплавов

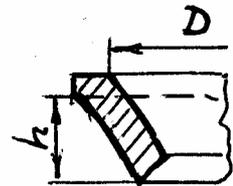
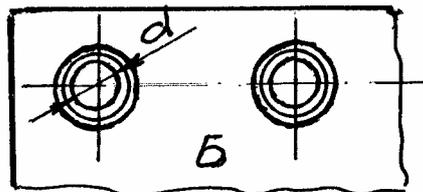
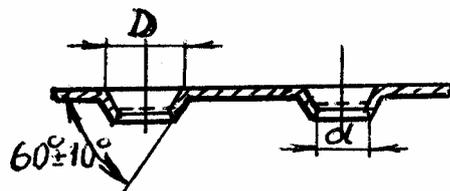
Толщина детали	мм				
	h	l	d	R	r
До 2,5	$\geq 1,5 s_0$	$\geq 3,0 s_0$	–	–	$\geq 0,5 s_0$
До 1,5	–	–	$\geq 3,0 s_0$	$\geq 3,0 s_0$	$0,5 s_0$



a



б



в

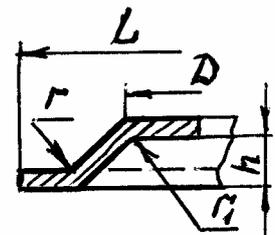
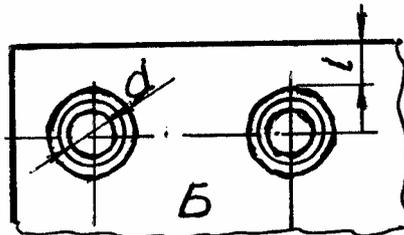
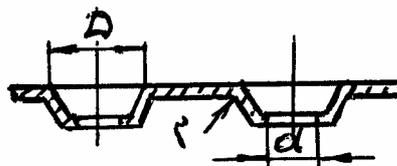
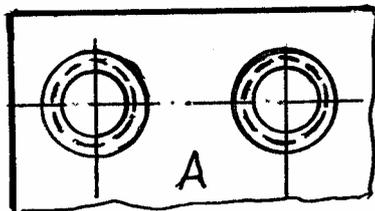
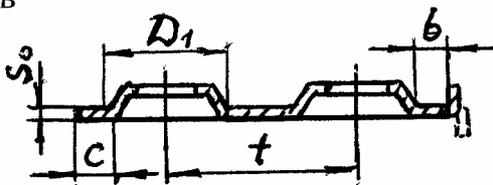


Рис.2.4. Технологичность конструктивных элементов деталей при образовании отверстий: а – отверстия с прямыми отбортовками; б – отбортовка отверстий за пределами нормализованных параметров; в – отверстия с отбортовками под углом 60 град.; г – отверстия с отбортовками под углом 45 град.

Точность получаемых отверстий и их расположение относительно внешнего контура детали $\pm 0,25$ мм. Точность СО, ШО, НО и др., получаемых сверловкой: отклонение по диаметру и эллипсности в соответствии с 722 АТ; смещение базовых, контрольных и сборочных отверстий до $\pm 0,2$ мм; смещение шпилечных отверстий до $\pm 0,5$ мм; смещение отверстий под приборы и разные окна до $\pm 1,0$ мм.

При проектировании детали следует избегать резких переходов, узких и длинных открытых прорезей; отверстия, получаемые вырубкой, должны быть унифицированы, иметь определенные размеры в зависимости от принятого способа образования, чтобы обеспечить оптимальную стойкость инструмента (табл.2.4, 2.5).

Таблица 2.5. Минимальные размеры элементов деталей при вырезке-пробивке

№ п/п	Определяемая величина	Обозначение	Расчетное значение	Примечание
1	Минимальная ширина паза	a	$a \geq s$ $a \geq (1,5 - 2,0) s$	$\sigma_{\theta} \leq 250$ МПа $\sigma_{\theta} \geq 250$ МПа
2	Минимальная ширина участка контура детали	B	$B \geq (3,0 - 4,0) s$ $B \geq (2,0 - S) s$	$\sigma_{\theta} \leq 250$ МПа $\sigma_{\theta} \geq 250$ МПа
3	Расстояние от края отверстия до наружного контура	l	$l \geq 4s$ $l \geq 3s$	$\sigma_{\theta} \leq 250$ МПа $\sigma_{\theta} \geq 250$ МПа
4	То же от края прямоугольного отверстия или паза	l	$l \geq (5,0 - 6,0) s$ $l \geq 4s$	$\sigma_{\theta} \leq 250$ МПа $\sigma_{\theta} \geq 250$ МПа
5	То же между краями отверстий или пазов при одновременной пробивке	l	$l \geq (4,0 - 5,0) s$ $l \geq (3,0 - 4,0) s$	$\sigma_{\theta} \leq 250$ МПа $\sigma_{\theta} \geq 250$ МПа

Отверстия в листовых деталях из титановых сплавов всех толщин рекомендуется получать пробивкой (за исключением используемых в сборочных процессах при базировании) с прижимом по всему контуру в соответствии с производственными инструкциями (ПИ 268-76) и др. При этом следует учесть, что в материалах достаточно пластичных ВТ1-00, ВТ1-0, ОТ4-0, ОТ4-1 при толщине свыше 3,0 мм, а в малопластичных ОТ4, ВТ14, ВТ6С, ВТ20 и т.д. при толщине свыше 1,8 мм необходим технологический нагрев заготовок до 700°C , хотя это снижает технологичность, так как усложняет процесс и повышает стоимость детали.

2.2.2. Технологичность деталей и их элементов, полученных при пробивке-вырезке

Значительная часть мелких деталей, а также отверстий в деталях соответственно рис.2.2 может быть выполнена вырезкой и пробивкой с использованием эластичных сред. Схема процесса вырезки листовых деталей эластичной средой при верхнем расположении контейнера [13] показана на рис.2.5.

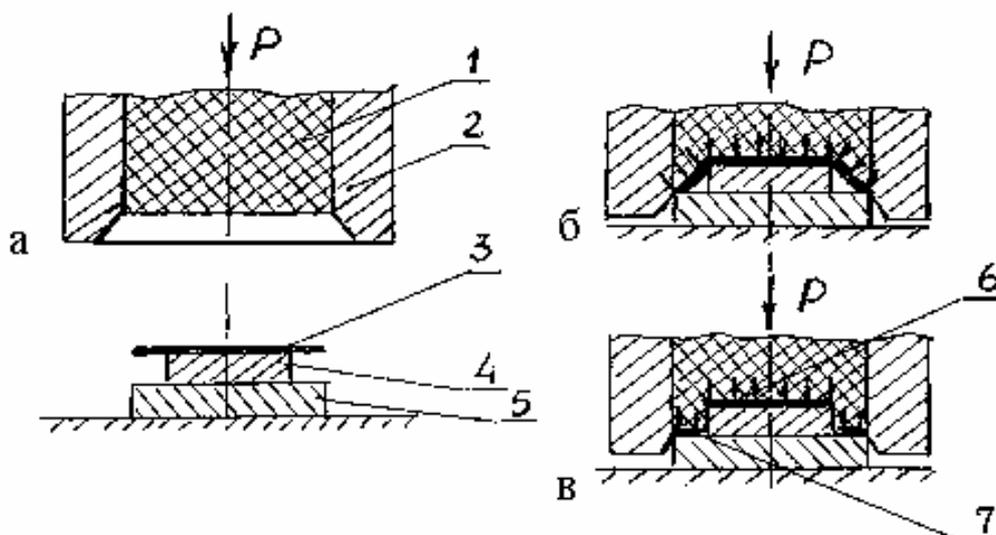


Рис.2.5. Схема процесса вырезки листовых деталей эластичной средой:
 а – подготовка к операции вырезки; б – процесс обжатия заготовки эластичной средой; в – процесс разделения элементов заготовки.
 1 – подушка эластичная; 2 – контейнер; 3 – заготовка; 4 – шаблон вырезной; 5 – плита подштамповая; 6 – деталь; 7 – припуск

На вырезной шаблон 4, установленный на подштамповую плиту 5, укладывается заготовка 3, размеры которой больше размеров шаблона на величину припуска. При опускании контейнера 2 эластичная подушка 1 прижимает заготовку 3 к вырезному шаблону 4, отгибает припуск по режущей кромке шаблона (рис.2.5,б). Дальнейшее увеличение давления в контейнере обеспечивает разделение детали 6 и припуска 7 по контуру вырезного шаблона.

При этом требования технологичности устанавливают минимальные размеры элементов деталей (см. табл.2.5) и минимальные радиусы скругления углов наружного и внутреннего контуров (табл.2.6).

Таблица 2.6. Минимальные радиусы скругления углов наружного и внутреннего контуров в зависимости от толщины заготовки s

Угол, град	Радиус наружного контура, R		Радиус внутреннего контура, r	
	для материала $\delta_{10} > 10\%$	для материала $\delta_{10} < 10\%$	для материала $\delta_{10} > 10\%$	для материала $\delta_{10} < 10\%$
150	–	–	0,1	0,3
120	–	0,1	0,3	0,5
90	0,1	0,3	0,5	1,0
60	0,3	0,5	0,8	1,5
45	0,5	0,8	1,0	2,0
30	0,8	1,0	1,5	3,0

Параметры отверстий могут быть определены расчетными формулами в зависимости от давления p в контейнере и σ_e , МПа [12]:

диаметр отверстия

$$d \geq \frac{3s \cdot \sigma_{\epsilon}}{p}, \quad (2.1)$$

сторона квадратного отверстия

$$a \geq \frac{4s \cdot \sigma_{\epsilon}}{p}, \quad (2.2)$$

сторона прямоугольного отверстия a, b

$$\frac{a \cdot b}{a + b} \geq \frac{2s \cdot \sigma_{\epsilon}}{p}, \quad (2.3)$$

высота равностороннего треугольного отверстия

$$c \geq \frac{6s \cdot \sigma_{\epsilon}}{p}. \quad (2.4)$$

Значит, для образования отверстий в труднодеформируемых материалах тех же формы и размеров потребуются более высокие давления полиуретана в контейнере. Так наименьших размеров круглое отверстие в листовых материалах из Д16АТ в свежезакаленном состоянии при $s = 1,5$ мм и давлении в контейнере $p = 1000$ МПа - $d_0 = 1,5 - 1,7$ мм, а при давлении $p = 100$ МПа - $d_0 = 19,0 - 23,0$ мм. То же в закаленном листе марки 12Х18Н10Т соответственно $d_0 = 2,5 - 3,2$ мм и $d_0 = 24,0 - 31,5$ мм. Наименьшая ширина квадратного отверстия при $s = 1,5$ мм и тех же параметрах процесса пробивки в материале Д16АТ соответственно $d_0 = 3,0 - 3,5$ мм и $d_0 = 17,5 - 21,0$ мм, а в материале 12Х18Н10Т - $d_0 = 3,5 - 4,5$ мм и $d_0 = 32,0 - 42,0$ мм.

Минимальные размеры пробиваемых отверстий в зависимости от механических свойств и толщины материала рекомендуются соответственно данным табл.2.7.

Таблица 2.7. Минимальные относительные размеры отверстий

Контур отверстия	Материал					
	Сталь, σ_{ϵ} , МПа			Алюминиевые сплавы	Титановые сплавы	
	< 500	500-700	> 700		BT1 и BT5 с нагревом	BT5 без нагрева
Круглое, d	1,0	1,2	1,5	0,7	0,75	2,0
Квадратное, a	1,0	1,1	1,3	0,5	0,75	2,2
Прямоугольное, меньшая сторона, a	0,7	0,9	1,1	0,5	0,75	2,2
Овальное, ширина, b	0,9	1,0	1,2	0,6	–	–

При этом точность отверстий, получаемая простыми вырубными штампами, находится в пределах данных табл.2.8, где в числителе значения, соответствующие пробивке в штампах обычной точности, в знаменателе – в штампах повышенной точности.

Таблица 2.8. Точность, достигаемая при пробивке отверстий на инструментальных штампах

Толщина материала, s	Размеры отверстий		
	до 10	10 – 50	50 – 100
0,2...1,0	0,06 / 0,02	0,08 / 0,04	0,1 / 0,08
1,0...4,0	0,08 / 0,03	0,1 / 0,06	0,12 / 0,1
4,0...10	0,1 / 0,06	0,12 / 0,1	0,14 / 0,12

Для получения более высокой точности необходимы сложные штампы с прижимом или специальные штампы чистовой вырубки.

Разные условия пробивки-вырезки требуют установления разных допусков на образование контуров отверстий. Для отверстий допуск берется со знаком «+», для наружных контуров со знаком «-».

При пробивке отверстий устанавливаются также предельные отклонения размеров между центрами отверстий, приведенные в табл.2.9.

Таблица 2.9. Отклонение размеров между центрами отверстий при пробивке

Толщина материала	Расстояние между центрами		
	До 120	120 - 220	220 - 360
До 2,0	± 0,15	± 0,20	± 0,25
2,0...4,0	± 0,20	± 0,25	± 0,30
4,0...10,0	± 0,25	± 0,30	± 0,40

2.2.3. Требования технологичности при проектировании раскроя листового материала

Раскрой материала – разделение материала на части или отделение от него частей определенной, необходимой для получения детали формы. Отделенные части могут являться заготовками для дальнейшей обработки.

Проектирование (разработка) раскроя заключается в выборе оптимального положения заготовок (деталей) в исходном материале. Параметрами оптимизации при этом могут быть плотность размещения заготовок в исходном материале, что повлияет на коэффициент использования материала $K_{и.м.}$, материальные затраты на осуществление процесса, точность получаемых заготовок и др.

В общих расходах на изготовление, то есть в себестоимости изделий листовой штамповки, затраты на материал достигают 50 – 70% и более [14]. Поэтому в вопросах технологичности $K_{и.м.}$ придается особое значение. Но снижение затрат на материал нередко приводит к усложнению инструментально-штамповочной оснастки и оборудования, и без комплексного рассмотрения технико-экономических показателей технологического процесса штамповки вообще, раскроя материала в частности, установить параметры оптимизации невозможно.

Основными операциями раскроя материала являются:

- а) отрезка – полное отделение части заготовки по незамкнутому контуру;

б) разрезка – разделение заготовки на части по незамкнутому контуру (ГОСТ 18970-84). Материал разрезают на ленты, полосы или карточки различной формы с помощью гильотинных и дисковых ножниц.

На гильотинных ножницах обычно выполняют разрезку листа на крупные штучные заготовки прямоугольной, трапецеидальной, ромбической и треугольной формы. На дисковых ножницах осуществляют разрезку листа на полосы.

Для повышения $K_{и.м.}$ целесообразен косой раскрой полос из листа; для мелкосерийного производства, как правило, применяют, комбинированный раскрой, когда лист раскраивают на полосы неодинаковой ширины для вырубki из них различных деталей. Схема резки соответствует представленной на рис.2.6.

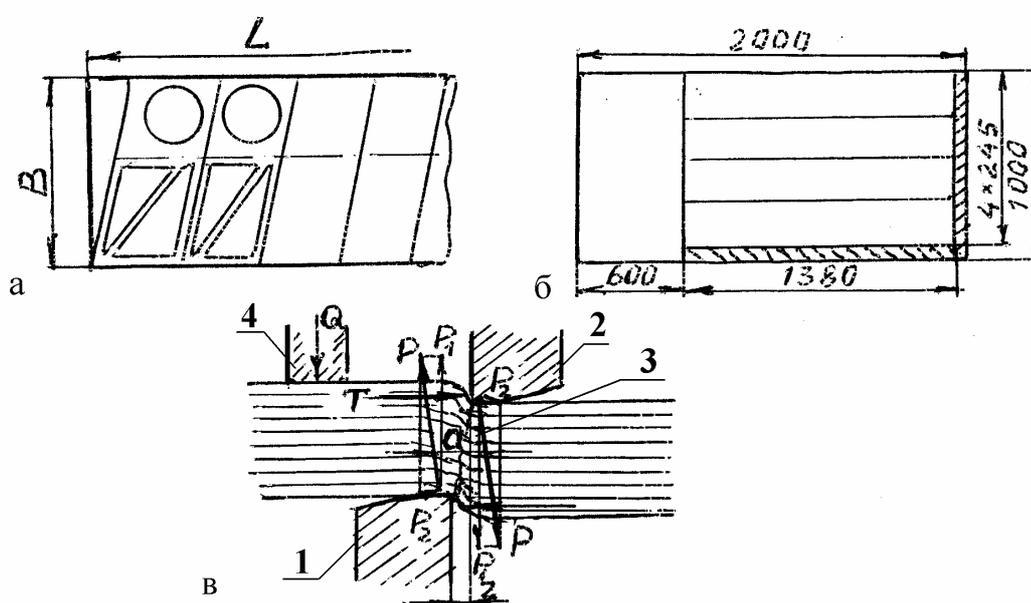


Рис.2.6. Схема раскроя листового материала: а – косой раскрой полос из листа; б – комбинированный раскрой; в – схема разрезки листа на ножницах; 1,2 – режущие ножи; 3 – зона сдвига материала; 4 – прижим

При разрезке листа ножницами прикладываемые усилия сдвига P являются равнодействующими P_1 и P_2 . Силы P_1 в зоне деформаций образуют пару сил с моментом $M = P_1 \cdot a$, где $a = (1,5 - 2,0)z$ - плечо сил при установленном зазоре «z» между режущими ножами 1,2. Под действием M материал разрезаемого листа 3 стремится повернуться и заклинить между ножами.

Возникает боковое распирающее усилие T , величина которого при использовании прижима 4 с усилием Q составляет:

$$T = (0,1 - 0,2)P.$$

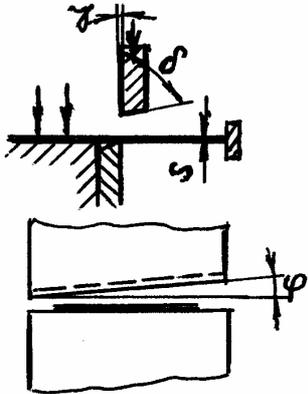
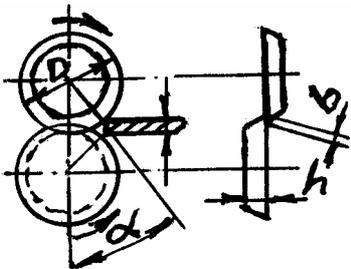
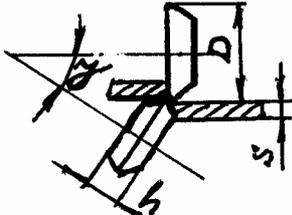
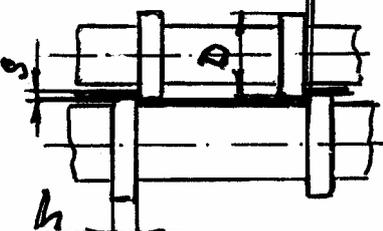
Для уменьшения изгиба полосы и во избежание выскальзывания листа из под ножей во время разрезки угол створа φ должен быть меньше 9 град. В зависимости от толщины листа назначают: при $s = 1-10$ мм, $\varphi = 2 - 4^\circ$, число ходов ножниц $n = 75 - 35$, мин $^{-1}$; при $s = 10-42$, мм $\varphi = 4 - 6^\circ$, $n = 35 - 10$, ход/мин. Зазор между ножами рекомендуется в пределах $z = (0,03 - 0,06) s$.

При разрезке листа дисковыми ножницами с наклонными ножами потребное усилие P во много раз меньше, чем при ножницах с параллельными ножами, хотя затрачиваемая на разрезку листа работа в обоих случаях одинакова. При выборе ножниц и прессов расчетное усилие резки рекомендуется выбирать по формуле

$$P_p = kP, \quad (2.5)$$

где $k = 1,2 - 1,3$ - поправочный коэффициент, учитывающий влияние затупления ножей, изменение величины зазора между ножами, равномерность толщины разрезаемого листа. Параметры процесса и применение ножниц представлены в табл. 2.10 [14].

Таблица 2.10. Типы ножниц и их применение

	Типы ножниц и схема резки	Рабочие элементы режущих инструментов	Применение
Гильотинные и рычажные		Угол створа : гильотинные ножницы $\varphi = 2 - 6^\circ$; рычажные $\varphi = 7 - 12^\circ$. Угол резания $\delta = 75 - 85^\circ$; Задний угол $\gamma = 2 - 3^\circ$. Допускается при заточке $\delta = 90^\circ$ и $\gamma = 0$. Зазор между ножами $Z = 0,05 - 0,2$ мм	Резка листовых материалов на полосы или штучные заготовки толщиной до 40 мм (в зависимости от типа ножниц)
Дисковые (с параллельными ножами)		Угол захвата $\alpha < 14^\circ$; ход ножей $b = (0,2 - 0,3)s$ Размер ножей (дисков): при $s > 10$ мм $D = (25 - 30) s$ $h = 50 - 90$ мм; при $s < 3$ мм $D = (25 - 30) s$ $h = 50 - 90$ мм	Резка листов на полосы, круглых (дисковых) заготовок с выходом на край листа. Толщина разрезаемого материала до 30 мм (разные типы ножниц)
Дисковые (с наклонным нижним ножом)		Угол наклона $\gamma = 30 - 40^\circ$ Размер ножей (дисков): при $s > 10$ мм $D = 20s$; $h = 50 - 80$ мм; при $s < 3$ мм $D = 28s$; $h = 15 - 20$ мм	Резка полос, круглых дисковых и кольцевых заготовок при толщине материала до 30 мм (разные типы ножниц)
Многодисковые (с параллельными осями)		Угол резания $\delta = 90^\circ$ Размер ножей : $D = (25 - 30) s$ $h = 50 - 90$ мм. Перекрытие : $b = \pm 0,5s$; Зазор $a = (0,1 - 0,2)s$	Одновременная резка нескольких полос, обрезка полос и лент по ширине. Толщина материала до 10 мм (разные типы ножниц)

Важным параметром при резке на ножницах является точность заготовки по ширине. При резке на гильотинных ножницах допуски на ширину устанавливаются не меньше приведенных в табл.2.11 [5].

Таблица 2.11. Допуски на ширину полосы, отрезаемой на гильотинных ножницах
мм

Толщина материала	Ширина полосы						
	До 50	50-100	100-200	200-400	400-700	700-1000	1000-1500
До 1,0	± 0,5	± 0,5	± 0,8	± 1,0	± 1,2	± 1,5	± 1,5
1,0 - 3,0	± 0,6	± 0,8	± 1,0	± 1,2	± 1,5	± 1,8	± 2,0
3,0 - 6,0	± 0,8	± 1,0	± 1,2	± 1,5	± 1,8	± 2,0	± 2,5
6,0 - 10,0	± 1,1	± 1,3	± 1,5	± 2,0	± 2,2	± 2,7	± 3,3
10,0 - 15,0	± 1,5	± 1,8	± 2,0	± 2,3	± 2,5	± 3,0	± 3,5
15,0 - 20,0	± 1,5	± 1,8	± 2,0	± 2,5	± 3,0	± 3,5	± 4,0

При разрезке листа на полосы **рекомендуется применять лазерную резку**. Пригодность материала к лазерной резке зависит от степени поглощения им лазерного излучения и его теплопроводности. При воздействии на металл остросфокусированного лазерного луча, диаметр которого составляет 0,2 – 0,3 мм, ширина реза не превышает 0,2 – 0,5 мм.

2.3. Технологичность деталей, полученных в процессе формоизменяющих операций

2.3.1. Рекомендации при процессах отбортовки

При изготовлении деталей авиакосмической техники из листовых материалов придание им заданной формы и размеров обеспечивается в результате формоизменяющих операций: гибки, отбортовки, вытяжки, обтяжки и т.д. С позиций технологичности целесообразно **формоизменяющие операции проводить в условиях холодного деформирования**. Высокая производительность труда, низкая себестоимость процесса и высокий коэффициент использования металла позволили широко применять процессы холодного деформирования в различных отраслях промышленности.

Для характеристики и оценки технологических возможностей различных процессов холодного деформирования, что конструктор должен учитывать при проектировании детали, предложен критерий «жесткости» [15]:

$$\lambda = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{\frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}} = \frac{3}{\sigma_i} \sigma_{cp} = -\frac{3}{\sigma_i} p, \quad (2.6)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные нормальные напряжения, соответственно наибольшее, среднее и алгебраическое наименьшее;

$p = -\sigma_{cp} = -\frac{1}{3}(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3)$ – гидростатическое давление.

Растягивающие напряжения берутся со знаком плюс, сжимающие – со знаком минус. Тогда, положительное гидростатическое давление будет вызывать уменьшение объема тела, а отрицательное будет вызывать его всестороннее растяжение [4]. Схему напряженного состояния следует считать «жесткой» при положительных значениях суммы трех главных напряжений и «мягкой» – в случае отрицательных значений, т.е. при положительном гидростатическом давлении. Чем «жестче» схема напряженного состояния, тем при меньшей степени деформации могут возникать явления разрушения.

Используя «мягкие» схемы напряженного состояния при пластическом деформировании, можно обеспечить значительные изменения формы детали без признаков разрушения. Ограничение степени деформации при формообразовании заготовки за одну операцию в этом случае большей частью является прочностью инструмента или деталей пресса.

В самолетостроении около 80% деталей планера изготавливают методом холодного деформирования. Сокращая объем доводочных работ, что характерно для данных процессов, можно значительно уменьшить трудоемкость изготовления деталей. Конструктор при проектировании деталей и их элементов, образуемых в результате формоизменяющих операций, должен учесть технологические возможности этих процессов.

Поскольку с выше рассмотренными отверстиями в большей степени связаны отбортовки, с них и рассмотрим вопросы технологичности.

Отбортовки – конструктивный элемент листовых деталей. Делятся на отбортовки отверстий и отбортовки глухие. Отбортовки отверстий повышают жесткость их кромок и стойкость к восприятию нагрузок, действующих в плоскости, перпендикулярной к поверхности детали. Глухие отбортовки предназначены для повышения жесткости листовых деталей и устранения неровностей листов. Требования технологичности к деталям с отбортовками зависят от материала и параметров отбортовки. При проектировании деталей из алюминиевых сплавов рекомендуется параметры отборонок отверстий круглой формы выбирать по ГОСТ 1.7040-80:

а) отбортовки под углом 90° (см. рис.2.4, а) для ряда применяемых размеров отверстий согласно табл. 2.12;

Таблица 2.12. Размеры отборонок под углом 90° для круглых отверстий

мм

D	d	A не менее	Толщина листа, s_0											
			0,8		1,0		1,2		1,5		1,8		2,0	
			r	h	r	h	r	h	r	h	r	h	r	h
20	15	30			2,5	4,0	3,0	4,0	3,5	4,0				
35	30	50	3,0	4,0	3,0	4,0	4,0	4,0	4,0	4,0				
58	50	75		5,5		5,5		7,0		7,0				7,0
70	65	95	4,0	7,0	4,0	7,0		8,0		8,0		7,0		8,0
100	90	125		7,0	4,0	7,0		8,0		8,0		8,0		8,0
135	120	160					6,0		6,0		6,0		6,0	
155	140	185						10,5		10,5		10,5		10,5

б) отбортовки под углом 60° (см. рис.2.4, в) - табл.2.13, где приведены область применения и унификация по параметрам D, t ;

Таблица 2.13. Размеры отбортовок под углом 60° для круглых отверстий

ММ

D	d	h	Не менее			Толщина листа, s_0											
			t	b	c	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0						
28	20	3,5	43	10	15	Область применения отбортовок											
33	25	3,5	48	10	15												
38	30	3,5	53	10	15												
48	40	3,5	63	10	15												
61	50	5,0	76	10	15												
74	60	6,0	94	15	25												
87	70	7,0	107	15	25												
97	80	7,0	117	15	25												
107	90	7,0	127	15	25												
122	100	9,0	142	20	35												
142	120	9,0	167	20	35												
162	140	9,0	187	20	35												
182	160	10,0	207	20	35												
222	200	10,0	247	25	40												
радиус, r												3,0	3,0	4,0	5,0	6,0	6,0

в) отбортовки тарельчатые под углом 45° (см. рис.2.4, г), табл.2.14. При этом d - размер до отбортовки; размер D - может быть по верхней поверхности или по исходной поверхности листа.

Таблица 2.14. Размеры тарельчатых отбортовок под углом 45° для круглых отверстий

ММ

d_0	d	D	D_1	t	h	r	b	c	Толщина листа, s_0					
									0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0
15	16	18	22	28	2	1,0	10	15	Область применения отбортовок					
20	21	24	28	33	2	1,0	10	15						
25	26	31	37	43	3	1,5	10	15						
30	32	36	42	48	3	1,5	10	15						
40	42	48	56	63	4	2,0	10	15						
50	53	60	70	80	5	2,5	10	15						
60	63	72	84	96	6	3,0	15	25						
70	74	82	94	110	6	3,0	15	25						
80	84	94	108	128	7	5,5	15	25						
100	105	116	132	155	8	4,0	20	35						
120	125	140	160	183	10	5,0	20	35						
140	146	162	184	210	11	5,5	20	35						
160	166	184	208	234	14	7,0	20	35						
180	187	208	236	262	14	7,0	20	35						
200														
$r(r_1)$														
$r(r_2)$									5	6	7	9	11	12

Следует отметить, что размер перемычки ℓ до краев должен быть не менее 20 мм, размер c до свободного края увеличивают на 5,0 мм; значения t , b , c в табл. показаны как минимальные. Возможны и другие отклонения от указанных в табл. 2.13 и 2.14 значений, но тогда ссылка на ГОСТ 1.7040-80 не допускается.

В отличие от рекомендаций работы [4] в учебном пособии приняты параметры отбортовок для исходной толщины листов s_0 , используемых в конструкциях средних и тяжелых самолетов, в том числе широкофюзеляжных.

При проектировании деталей с отбортовками отверстий из титановых сплавов и высокопрочных сталей выбирать их размеры по ГОСТ 1.7040-71, процесс вести штамповкой

- а) в инструментальных штампах;
- б) резиной давлением до 40 МПа с жесткими накладками (для увеличения местного давления);
- в) резиной давление 50 – 100 МПа без жестких накладок;
- д) эластичной средой (полиуретаном) давлением 50 – 100 МПа в зависимости от толщины листа.

Отбортовки отверстий за пределами нормализованных параметров (см. рис.2.4, б) проектировать с учетом коэффициента отбортовки K_0 , допускаемого для данного материала. $K_0 = D/d$, где d – диаметр отверстия до отбортовки, D – после отбортовки.

При необходимости иметь высоту отбортовки h ее определяют:

$$h = \frac{D-d}{2} + 0,43r + 0,72s_0, \quad (2.7)$$

$$\text{а величину } d = D_1 - \left[\pi \left(r - \frac{s_0}{2} \right) + 2h_1 \right], \quad (2.8)$$

где $D_1 = D + s_0 + 2r$;

D – диаметр по средней линии;

h_1 – расстояние от кромки борта до центра внутреннего радиуса зоны сгиба.

Размеры глухих отбортовок (рис.2.7, а) принимать согласно табл.2.15. При этом значения t , b и c приведены как минимальные.

Размеры отбортовок двойной кривизны отверстий облегчения (рис.2.7, б) выбирать по ОСТ 1.41816-78 и таблицам работы [4].

Такие отбортовки обеспечивают наибольшую жесткость в сравнении с приведенными на рис.2.4.

Радиусы сопряжения сторон отбортовок, имеющих в плане фигурное очертание (рис.2.7, в), выбирать из условий допускаемого коэффициента отбортовки $K_0 = R/r$, где r – радиус сопряжения сторон отверстия до отбортовки.

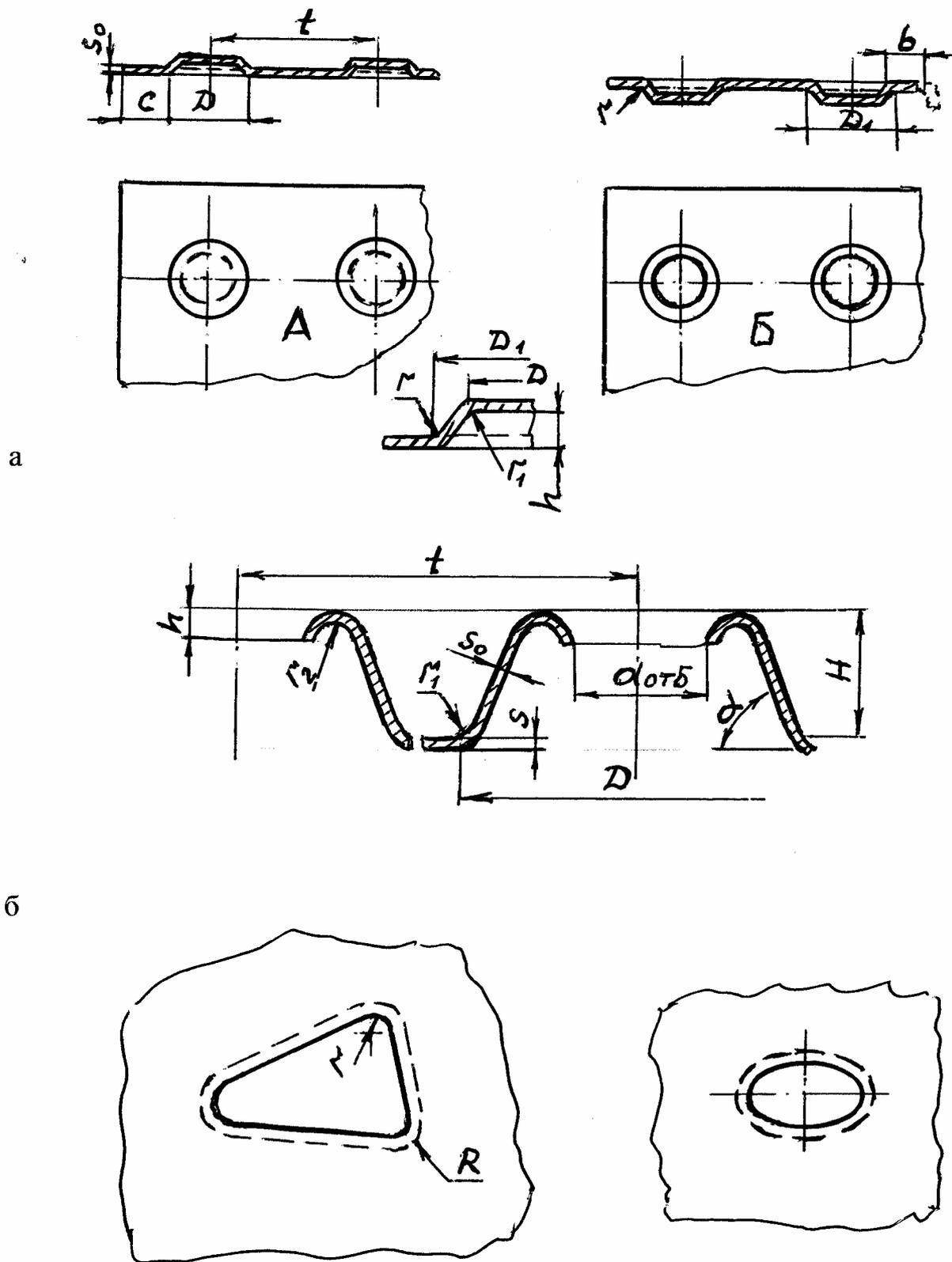


Рис.2.7. Технологичность при отбортовке: а – глухие отбортовки; б – отбортовки отверстий двойной кривизны; в – при фигурном очертании в плане

Таблица 2.15. Размеры глухих отбортовок под углом 45° (по ГОСТ 1.7040-80)

ММ

D	D ₁	t	h	r	b	c	Толщина листа, s ₀					
							0,6	0,8	1,0	1,2	1,5	2,0
6	13,5	20	2,0	1,0	6	6						
8	16,0	22	2,0	1,0	6	6						
10	18,0	24	2,0	1,0	6	6						
15	20,0	26	2,0	1,0	6	6						
18	22,0	28	2,0	1,0	6	6						
24	28,0	33	2,0	1,0	6	6						
36	42,0	48	3,0	1,5	10	10						
48	56,0	63	4,0	2,0	10	15						
55	65,0	74	5,0	2,5	15	25						
60	70,0	80	5,0	2,5	15	25						
65	75,0	85	5,0	2,5	15	25						
72	84,0	96	6,0	3,0	15	25						
94	108,0	128	7,0	3,5	20	35						
106	122,0	145	8,0	4,0	20	35						
128	146,0	170	9,0	4,5	20	35						

2.3.2. Рекомендации при выборе радиуса сгиба

Операции гибки при изготовлении деталей авиакосмической техники применяются повсеместно. Определяющим при этом является минимальный внутренний радиус r_{min} . Детали, выполняемые с минимальными радиусами сгиба, принято считать нетехнологичными.

Минимальный радиус r_{min} зависит от напряженного состояния материала заготовки при деформировании, характеристик пластичности и анизотропии, то есть от марки и состояния материала; состояния кромки заготовки, исходной толщины материала s_0 , направления волокон. Принято оценивать процесс гибки через относительный внутренний радиус $\bar{r} = r/s_0$, в том числе $\bar{r}_{min} = r_{min}/s_0$.

Величина r_{min} определяет предельные возможности деформирования материала при свободной гибке и соответствует такому значению радиуса зоны сгиба, при котором не наблюдается разрушения в поверхностном (наружном) слое заготовки вследствие возникновения опасных растягивающих напряжений.

При проектировании деталей рационально закладывать радиусы сгиба больше r_{min} . ВИАМ рекомендует их значения не меньше $r = r_{min} + 1 \cdot s_0$, то есть увеличивать на одну толщину листовой заготовки. Такие рекомендации принимают при гибке в условиях классических схем пластического деформирования, что позволяет не учитывать анизотропию материала в зависимости от направления волокна.

В случаях гибки в условиях, приближенных к объемному сжато-напряженному состоянию материала [16], можно принимать радиусы сгиба близкие к r_{min} , например, в условиях стесненного изгиба [17], без опасности разрушения по наружному волокну. Лимитирующей оказывается величина \bar{r} из-за возникновения явлений экструзии. Привести в учебном пособии рекомендуемые минимальные

радиусы сгиба для различных материалов и разного состояния материала перед гибкой : отожженное M , свежезакаленное $T_{с.з.}$, искусственно состаренное T_I , закаленное на воздухе $ТГ$, закаленное и естественно состаренное T , после закалки и правки $T_{пр}$, нагартованное H , полунагартованное $П$ и т.д. нет возможности, поэтому в приведенных табл. 2.16 и 2.17 даются рекомендации по выбору \bar{r}_{min} для ряда листовых алюминиевых и титановых сплавов с учетом развития заготовительно-штамповочного производства в период после издания обобщенного труда НИАТ по технологичности конструкций [4].

Таблица 2.16. Минимальные радиусы сгиба листовых алюминиевых сплавов

Марка, состояние материала	Минимальный относительный радиус сгиба при гибке на угол $\varphi = 90^\circ$ при деформации		Примечание
	холодной	горячей	
АМцМ АМг2М	0,5 1,0	—	а) ненагартованное состояние
АК4-1чАМ Д16АМ Д16чАМ Д19чАМ 1201АМ 1163АМ	2,0	—	б) нагартованное состояние
АК4-1чАТ _{сз} АМг6М 1420Т 1430Т	1,5	0,5-1,0	а) ненагартованное состояние
Д16АТ _{сз} Д16чАТ _{сз} Д19чАТ _{сз} 1163АТ _{сз} 1201АТ В95АМ 1430Т	3,0	—	б) нагартованное Для ресурсных деталей изготовление с r_{min} не рекомендуется. $\epsilon_{ост}$ ограничена $\epsilon_{ост} \leq \epsilon_{доп} \leq \epsilon_{пред}$
1420ТГ 1420Т _{пр} 1430Т _{сз}	1,5-2,0	0,5-1,0 для 1420, 1430	а) ненагартованное состояние
АК4-1чАТ Д16чАТ Д19чАТ В95АТ _{сз} 1451Т _{сз}	4,0-5,0	0,5-1,0 для 1420	б) нагартованное состояние. Режимы искусственного старения согласовывать с ВИАМ

Таблица 2.17. Значения r_{\min} для листовых титановых сплавов

Марка, состояние материала	Минимальный относительный радиус сгиба при гибке на угол $\varphi = 90^\circ$ при деформации		Примечание
	холодной	горячей	
BT1-00 BT1-0	2,0	—	
OT4-0 OT4-1 PT7M	2,5	—	
OT4 BT16	3,0	—	
BT14 BT6 BT6C	6,0	2,0	Гибка с нагревом заготовки при длине детали или ее развертки до 1200 мм
BT5-1 BT20 BT22	8,0	3,0	

В случае необходимости получения детали с радиусами сгиба, меньшими указанных в таблицах, гибка при холодной деформации проводится за несколько переходов с промежуточными смягчающими термообработками или с нагревом заготовки, или при создании благоприятной схемы напряженно-деформированного состояния материала.

Конструктор обязан учитывать, что изготовление таких деталей усложняет технологию производства с увеличением цикла и повышением трудоемкости, зачастую повышает себестоимость детали. После окончательной термической обработки требуется провести эксперименты по определению надежности работы изделия.

В табл. 2.16 и 2.17 состояние материала кромок заготовки в зоне сгиба предусматривается а) ненагартованное (зачищены, фрезерованы или подвергнуты смягчающей термообработке) и б) нагартованное (после раскроя в штампах, на гильотинных ножницах). Применение ряда материалов с r_{\min} имеет ограничения, которые устанавливаются производственными инструкциями ПИ-1.2.136-79 – для Д16ч при применении в конструкции в состоянии T1; ПИ-1.2.150-80 – для сплава 1201AT (детали с переменной деформацией); TP1.4.467-78 – для материалов 1420T, 1420TG, на последнем переходе. Для деталей ресурсных изделий ограничение вводится по относительной деформации ($\epsilon_{\text{ост}} \leq \epsilon_{\text{доп}} \leq \epsilon_{\text{пред}}$).

При использовании сварной заготовки (например, длинномерных деталей) r_{\min} следует увеличивать на одну толщину против указанных в табл. 2.16, 2.17. Для деталей, изготавливаемых гибкой из химически фрезерованного материала, радиус сгиба следует увеличить на 1-2 толщины против табличных значений.

Отклонения от заданного радиуса сгиба наблюдаются вследствие пружинения материала, которые характеризуются углом пружинения и зависят от марки материала, его состояния, толщины и радиуса сгиба, могут колебаться для одного

и того же материала от поставки к поставке. При гибке на угол 90° с \bar{r}_{\min} (табличным) величина пружинения, например, для заготовок из алюминиевых сплавов будет соответствовать данным табл.2.18. Увеличение радиуса сгиба приводит к увеличению пружинения.

Таблица 2.18. Пружинение при гибке с минимальными радиусами алюминиевых материалов

Минимальный относительный радиус, \bar{r}_{\min}	Угол пружинения, $\Delta\alpha$, град
0,5	0 – 1,5
1,0	0 – 2,0
1,5	1,0 – 3,0
2,0	3,0 – 6,0
2,5	4,0 – 8,0

Выбрав наиболее благоприятную схему напряженно-деформированного состояния материала, можно пружинение свести до нуля.

Для сталей типа ВНС-2 пружинение может достичь при гибке с радиусами (2...10) s_0 5–15 град, а для низколегированных титановых сплавов – 10 – 25 град.

2.3.3. Рекомендации при выборе величины борта

Борт - конструктивный элемент, представляющий собой их боковую часть, полученную различными способами свободной гибки, гибкой-вытяжкой и т.п.

Прямолинейный борт (рис.2.8, а) должен иметь минимальную высоту $H_b \geq s_0 + r_{\text{раб}} = s_0 + (r_{\min} + s_0)$, где рекомендуемый рабочий радиус гибки $r_{\text{раб}}$ принимают на толщину больше, чем r_{\min} . Такие условия установлены при гибке в жестких штампах для $s_0 \leq 5,0$ мм, достаточная точность при этом обеспечивается.

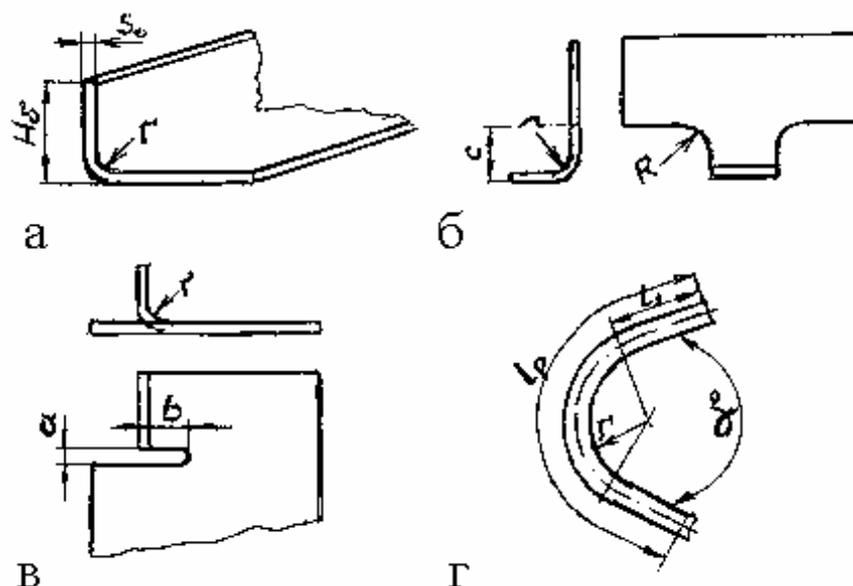


Рис.2.8. Разновидности борта листовых деталей: а – прямолинейный борт; б – борт на выступающих участках; в – рекомендации при местной гибке; г – определение развертки при гибке

Наименьшую высоту борта деталей, штампуемых эластичной средой по форм - блокам в контейнере с замкнутым объемом при угле гибки $\varphi = 90^0$, удельном давлении эластичной среды на заготовку, $p = 80 \dots 100$ МПа, можно определить по формуле :

$$H_{\min} = \sqrt{\frac{\sigma_e \cdot s_0^2}{2p}} + 4s_0, \quad (2.9)$$

где σ_e – предел прочности материала.

При относительном радиусе сгиба $\bar{r} = 3,0$ H_{\min} следует определять по табл.2.19 [13].

Таблица 2.19. Минимальная высота бортов некоторых сплавов в зависимости от толщины листа

Марка материала	Толщина листа						
	мм						
	0,5	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0
Д16АМ	2,6	4,2	5,2	6,2	7,7	9,3	10,3
Д16АТ	3,0	4,6	6,0	7,0	8,6	10,5	11,5
АМцМ	2,5	5,0	5,0	6,0	7,4	9,0	10,0
АМг6М	4,0	7,0	8,0	10,0	12,5	14,0	16,0
МА8-8М	4,0	7,0	8,0	9,5	11,5	13,0	15,0
ВТ1-0	3,0	4,8	6,0	7,2	9,0	10,8	12,0
ОТ4	3,2	5,0	6,2	7,5	9,4	11,3	12,5
1430	4,0	7,0	8,0	9,0	11,0	12,0	14,0

Увеличение удельного давления до $p = 300$ МПа позволяет уменьшить H_{\min} на 25-30%.

Для деталей из титановых сплавов высоту прямого борта рекомендуется проектировать на пять толщин больше, чем r_{\min} .

При **гибке борта на выступающих участках** (рис.2.8, б) линию сгиба располагать от края впадины на расстоянии $c > (r_{раб} + R)$.

При **местной гибке** зону деформации следует ограничивать местными вырезами (рис.2.8, в), глубину которых после гибки принимать $b \geq r_{раб} + a/2$, где ширина $a \geq 2s_0$. Внутренний радиус сгиба при образовании прямого борта должен удовлетворять требованиям табл.2.16, 2.17, а длина развертки ℓ_p соответственно формуле :

$$\ell_p = \ell_1 + \ell_2 + \pi(r + K_r \cdot s_0) \cdot \frac{180 - \alpha^0}{180}, \quad (2.10)$$

где ℓ_1, ℓ_2 – длины прямолинейных участков;

K_r – коэффициент, учитывающий смещение нейтрального слоя.

Если ширина заготовки B_3 больше трех толщин, а угол $\alpha \geq 60 - 80^0$, то K_r практически не зависит от марки, состояния материала и ширины заготовки. Зна-

чения коэффициента K_r в зависимости от относительного радиуса приведены в табл.2.20.

Таблица 2.20. Значения коэффициентов K_r при отбортовке в зависимости от r/s_0

r/s_0	K_r	r/s_0	K_r	r/s_0	K_r	r/s_0	K_r
0,2	0,34	0,6	0,39	1,2	0,43	4,0 – 5,0	0,47
0,3	0,35	0,7	0,40	1,5	0,44	6,0 – 7,0	0,48
0,4	0,37	0,8	0,41	2,0	0,45	8,0 – 9,0	0,49
0,5	0,38	1,0	0,42	3,0	0,46	$\geq 10,0$	0,50

Криволинейный борт на деталях с плоскими стенками (рис.2.9) из алюминиевых, магниевых сплавов и сталей с $\sigma_e \leq 950$ МПа рекомендуется формировать гибкими эластичными средами на гидропрессах, гидродинамических молотах, электрогидравлических прессах. Борт на деталях из материалов с $\sigma_e \geq 950$ МПа следует формировать в инструментальных штампах на прессах или листоштамповочных молотах с нагревом.

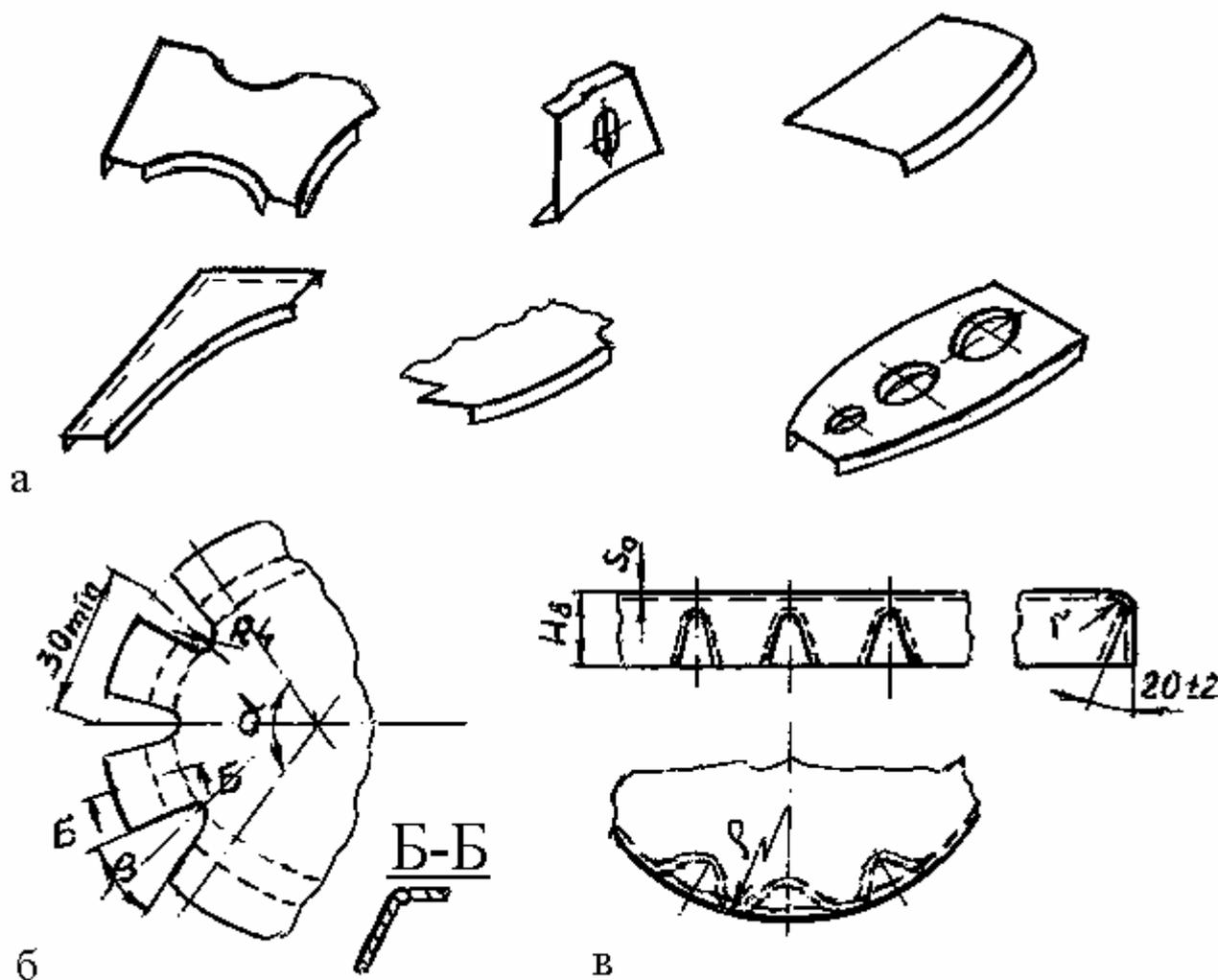


Рис.2.9. Типовые детали с криволинейными бортами: а – детали с плоскими стенками; б – с фестоном прорезными; в – с фестоном глухими

Высота **выпуклого борта** H_b при штамповке в инструментальных штампах определяется степенью вытяжки, величину которой определять по табл. 2.21,а.

Таблица 2.21, а. Предельные значения степени вытяжки при формообразовании выпуклого борта

Степень вытяжки	Вид борта	Характеристика штампа	Условная стоимость штампа
$\leq 1,08$ $\leq 1,15$	Осесимметричный Неосесимметричный	Упрощенный штамп гибочный без прижима фланца	1,0
$\leq 1,6$ $\leq 2,6$	Осесимметричный Неосесимметричный	Инструментальный штамп с конусным прижимом	2,0
$\leq 2,2 \dots 2,4$ $\leq 4,0 \dots 5,0$	Осесимметричный Неосесимметричный	Сложный инструментальный штамп с прижимом и выталкивателем	10,0

Увеличение H_b (степени вытяжки) усложняет конструкцию штампа, возникает необходимость применения прижимных элементов, увеличиваются размеры заготовки и т.п., что значительно удорожает процесс. При необходимости иметь для деталей из алюминиевых сплавов большую высоту борта использование инструментальных сплавов может привести к снятию лакированного слоя.

Предельная высота выпуклого борта при штамповке эластичными средами с применением формблоков определяется потерей устойчивости и зависит от механических свойств материала и толщины заготовки, давления и характеристики среды. В табл. 2.21,б приведены наибольшие значения H_b при холодной штамповке ряда авиационных материалов давлением эластичной средой от 40 до 100 МПа и соответствует углу охвата 120° .

Таблица 2.21,б. Высота выпуклого борта H_b наибольшая при штамповке бездодочной эластичной средой при $p = 40 - 100$ МПа

Марка материала	Толщина материала	Высота H_b при R борта						Примечание
		50	100	200	500	1000	2000	
Д16АМ	0,5	6,0	9,0	11,0	14,0	17,0	24,0	
Д19АМ	1,0	7,5	12,0	17,0	22,0	28,0	34,5	
В95АМ	1,5	—	13,5	21,5	29,0	36,5	45,5	
1430Т	2,0	—	14,5	23,0	35,0	43,0	55,0	
Х18Н10Т	2,5	—	—	24,0	40,5	50,5	63,0	
30ХГСА	0,5	—	4,0	6,5	12,0	16,0	20,0	Данные значения можно принять для титановых сплавов с нагревом
СН-2а	1,0	—	—	8,0	15,5	23,5	29,0	
ЭИ962	1,5	—	—	—	17,5	27,5	38,0	
СН-4	2,0	—	—	—	18,5	29,0	46,0	
	2,5	—	—	—	19,0	30,5	51,5	
ВТ6С	0,5	—	—	—	6,5	9,5	12,5	
ВТ14	1,0	—	—	—	—	13,5	18,5	
ВТ20	1,5	—	—	—	—	14,5	23,5	
ВТ1-0	2,0	—	—	—	—	—	25,5	
ОТ4-1	2,5	—	—	—	—	—	27,5	

Детали с выпуклым бортом, формованным из точных заготовок по формблочкам с прижимными опорами гидроэластичной средой, требуют доводочной обрезки борта в размер на участках с большей степенью вытяжки. Степень вытяжки борта с открытой малкой (+) и закрытой малкой (-) можно вычислить по формуле:

$$K_{\sigma} = \frac{R_3}{R \pm H_{\sigma} \cdot \operatorname{tg} \beta}, \quad (2.11)$$

где R_3, R – радиусы соответственно заготовки и формблока по ШВК;

H_{σ} – высота борта;

β – угол малки.

Предельные значения H_{σ} , получаемых вытяжкой с применением прижимных опор приведены в табл.2.22.

Таблица 2.22. Значения H_{σ} деталей из титановых сплавов ВТ1, ОТ4-1, ОТ4, штампуемых резиной при $\rho \geq 60$ МПа с последующей доводкой

мм

Радиус выпуклого борта	Высота H_{σ} при толщине материала					
	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0
100	13	14	15	—	—	—
200	17	18	20	22	24	26
300	22	24	26	28	30	34
500	30	34	38	42	48	58
1000	40	45	55	65	75	85

Толщина кромки s_i криволинейного борта после формообразования приближенно определяется :

для выпуклого борта $s_i = \alpha_{\text{вып}} s_o$;

для вогнутого борта $s_i = \alpha_{\text{вог}} s_o$.

Значения коэффициентов $\alpha_{\text{вып}}$; $\alpha_{\text{вог}}$ в зависимости от H_{σ}/R брать по табл. 2.23.

Таблица 2.23. Значения $\alpha_{\text{вып}}$; $\alpha_{\text{вог}}$ в зависимости от H_{σ}/R

H_{σ}/R	$\alpha_{\text{вып}}$	$\alpha_{\text{вог}}$	H_{σ}/R	$\alpha_{\text{вып}}$	$\alpha_{\text{вог}}$
0,02	1,009	—	0,22	1,091	0,865
0,04	1,010	0,978	0,24	1,097	0,842
0,06	1,028	0,968	0,26	1,098	0,824
0,08	1,037	0,956	0,28	1,109	0,806
0,10	1,045	0,944	0,30	1,116	0,786
0,12	1,058	0,931	0,32	1,121	0,765
0,14	1,061	0,918	0,34	1,127	0,742
0,16	1,069	0,904	0,36	1,128	0,719
0,18	1,076	0,890	0,40	1,148	0,687
0,20	1,089	0,875	—	—	—

Таблица показывает, что кромки выпуклого борта могут утолщаться до 10...15%, а вогнутого - утоньшаться до 25 – 30% и более.

В случае выпуклого борта предельная H_b определяется разрывом материала (растрескиванием) или для относительно тонких листовых материалов потерей устойчивости борта после снятия нагрузки. При рекомендуемых значениях давления эластичной среды $p = 40 - 100$ МПа значения H_b будут соответствовать данным табл.2.24.

Таблица 2.24. Наибольшая высота вогнутых бортов при бездководочной штамповке эластичной средой

Марка материала	Толщина материала	Высота H_b при радиусе R вогнутого борта							
		50	100	200	500	1000	1500	2000	2500
Д16АМ	0,5	18,00	24,0	25,0	26,0	32,0	36,0	40,0	44,0
Д19АМ	1,0	22,0	42,0	42,0	42,5	46,0	53,0	58,0	62,0
В95АМ	1,5	23,5	45,0	63,0	63,5	64,5	69,0	78,5	81,0
	2,0	—	45,0	84,0	84,0	85,0	86,0	92,0	97,0
	2,5	—	45,0	87,5	105,0	108,0	108,0	108,0	112,0
ЭИ-962	1,0	31,5	31,5	31,5	31,5	35,0	40,5	44,0	47,0
СН-2	1,5	34,5	47,0	47,0	47,0	47,0	52,5	58,2	62,5
СН-4	2,5	—	67,5	79,0	79,0	79,0	79,0	82,5	87,0
ОТ4-1	3,0	—	69,0	94,5	94,5	94,5	94,5	94,5	100,0
ОТ4	2,0	—	—	35,0	35,0	35,0	40,0	40,0	48,0
ВТ6с	0,5	10,0	10,0	12,0	15,0	17,0	19,0	20,5	22,0
ВТ14	1,5	—	26,0	26,0	26,0	28,5	33,0	36,5	39,0
ВТ5-1	2,5	—	—	43,5	43,5	43,5	45,0	51,0	55,0

Несмотря на то, что данные таблицы приведены с точностью $\pm 1,0$ мм, их можно использовать и для других материалов с аналогичными механическими свойствами и с толщинами, отличающимися от приведенных в таблице на 0,1-0,25 мм.

При гибке бортов невозможно исключить пружинение материала. При минимальном радиусе сгиба оно составляет в зависимости от толщины и марки материала для алюминиевых сплавов $2 - 4^0$, для нержавеющей сталей $4 - 6^0$, для титановых сплавов при холодной деформации $7 - 15^0$, при горячей деформации $3...8^0$. Пружинение можно значительно уменьшить в случае гибки в условиях сжато-напряженного состояния материала [17].

2.3.4. Технологические требования при выполнении рифтов

Для повышения жесткости тонколистовых деталей в самолетных конструкциях часто приходится выполнять рифты, представляющие глухие выштамповки, длина которых значительно превышает ширину и глубину. Применяют рифты с полукруглым, трапецеидальным и синусоидальным профилем поперечного сечения (рис.2.10).

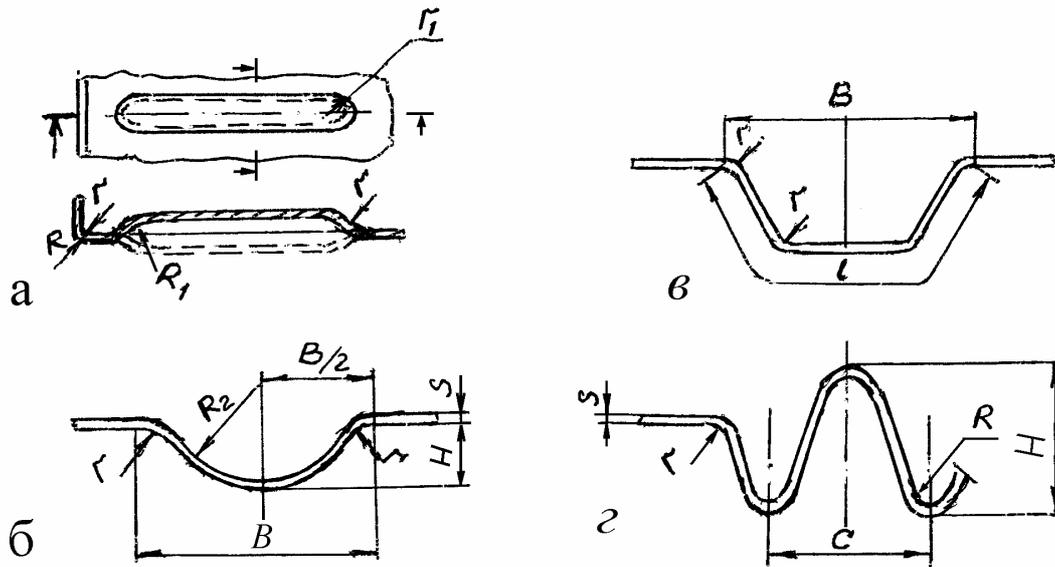


Рис. 2.10. Форма и параметры рифтов: а – конструктивная форма и параметры; б – полукруглый профиль сечения

Их геометрию для алюминиевых, титановых сплавов и сталей выполнять по ГОСТ 17040-80. При этом законцовки рифтов могут быть округленными, прямыми и срезанными наклонно по плоскости. Параметры наиболее применяемых рифтов полукруглого профиля с округленной законцовкой приведены в табл. 2.25. Разрешается уменьшить радиус законцовок до значений, указанных в скобках. Длина рифта и радиус сопряжения сторон рифта не нормализуются.

Таблица 2.25. Размеры полукруглых рифтов с округленной и плоской законцовками
мм

Номер рифта	Толщина листа	B	H	R_1	R_2	r
1	0,5 - 0,6	10,0	2	25(20)	4,0	3
2	0,6 - 0,8	14,5	3	35(20)	6,5	4
3	0,8 - 1,0	19,5	4	45(20)	9,0	5
4	1,0 - 1,2	24,5	5	55(30)	11,5	6
5	1,2 - 1,5	35,0	7	70(30)	15,0	8
6	1,5 - 1,8	42,0	9	85(40)	19,0	10
7	1,8 - 2,0	51,0	11	100(40)	23,0	12
8	2,0 - 2,5	60,0	13	115(40)	27,0	14

При выполнении рифтов по ГОСТ 17040-80 утонение материала в зоне рифта не более 20%. При необходимости получения рифтов с размерами, отличными от данных таблицы 2.25, руководствоваться соотношением между глубиной рифта H и шириной B_1 $H/B_1 \leq 0,5$.

Лимитирующими являются также размеры перемычки «а» между смежными параллельными рифтами, расстояния « l » между законцовками рифтов, расположенных на одной оси; соотношение между длиной развертки L и шириной B

рифтов. При штамповке резиной «в матрицу» (рис.2.11, а) расстояние « l » для алюминиевых сплавов, титана и стали принимать не менее $1H$; при штамповке «по пуансону» (рис.2.11, б, в) для алюминиевых сплавов « l » принимать не менее $2H$, для титановых сплавов и стали – не менее $3H$. В обоих случаях размер « a » должен быть не менее высоты рифта H , а радиус на криволинейных участках рифта $R = 1,5H$.

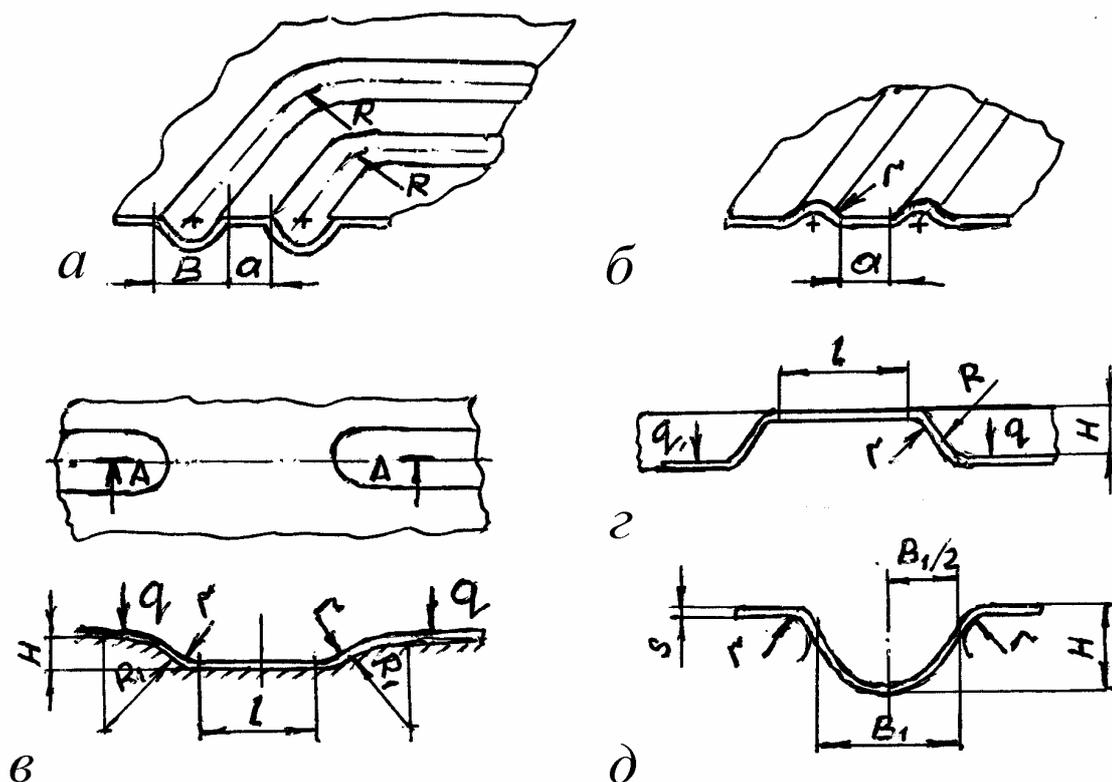


Рис.2.11. Характеристики рифтов при штамповке резиной: а, г – при штамповке «в матрицу»; б, в – при штамповке «по пуансону»

Допускаемые соотношения L/B рифтов трапецевидного профиля, отличающиеся от данных ГОСТ, выбирать по табл.2.26.

Таблица 2.26. Соотношение между длинами развертки L и шириной B трапецевидного рифта

Марка материала	L/B	Марка материала	L/B
Д16М	1,17	ВТ1-1	1,10
Д19М	1,20	ВТ1-2	1,10
В95М	1,15	ВТ5-1	1,08
АМг6М	1,15	ВТ6 (отож.)	1,05
АМцАМ	1,23	ВТ6 (закал.)	1,09
12Х18Н10Т	1,23	ВТ4 (отож.)	1,05
15Х 18Н12С4Т10	1,20	ВТ14 (закал.)	1,10
07Х16Н6	1,15	ОТ4-1	1,09
08Х15Н5Д2Т	1,07	ОТ4	1,08

При формообразовании рифтов из сплавов ОТ4-1, ОТ4, сталей 08Х15Н5Д2Т (ВНС-2), 08Х17Н5М3 (СН-3) и им подобным с нагревом заготовки размеры элементов рифтов могут быть получены соответственно данным табл.2.27.

Таблица 2.27. Параметры рифтов при формообразовании заготовок с нагревом

ММ

Номер рифта	Толщина листа	B	H	R_1	R_2	r
1	0,3 – 0,4	12	3	20	4,5	2
2	0,4 – 0,8	14	3,5	20	6,0	3
3	0,8 – 1,0	16	4	20	6,0	4
4	1,0 – 1,2	20	5	30	7,5	5
5	1,2 – 1,5	26	6	30	12,0	5
6	1,5 – 1,8	32	8	40	14,0	6
7	1,8 – 2,0	44	11	40	20,0	8

Режимы формообразования рифтов следует выполнять согласно производственным инструкциям НИАТ «Технология листовой штамповки деталей из титановых сплавов» и «Технология листовой штамповки деталей из нержавеющей сталей». Направление выштамповки рифтов должно совпадать с направлением гибки бортов для упрощения оснастки.

Синусоидальный рифт (гофр) нашел применение в ряде современных конструкций изделий авиационно-космической техники, его размеры унифицируются для групп сталей или сплавов. Для группы труднодеформируемых сталей ВНС-2, ВНС-4, СН-3 такой рифт представлен на рис.2.10, г.

2.4. Технологичность деталей типа обшивок

2.4.1. Общие принципы

Аэродинамическая поверхность самолета, как и любого летательного аппарата, создается обшивками, образующими оболочковые конструкции. Поэтому технологичность обшивок во многом определяет технологичность панелей, в которые обшивки входят, и технологичность всего самолета.

Технологичность деталей типа обшивок обеспечивается следующими условиями:

форму обшивок желательно иметь цилиндрическую или коническую с прямолинейной образующей;

поперечные и продольные стыки листов следует делать прямолинейными;

поперечные стыки обшивок конической формы с цилиндрическими обшивками должны располагаться в зоне перелома;

при необходимости соединения обшивок одинарной и двойной кривизны линия стыка должна находиться на участке одинарной кривизны на расстоянии примерно 50 мм от линии сопряжения (рис.2.12, а);

в зависимости от толщины и марки материала на деталях сложной формы, в том числе двойной кривизны с гнутыми бортами, следует предусматривать разь-

емы, позволяющие производить формообразование отдельных частей механизированным методом: обтяжкой, гибкой-прокаткой и т.д. (рис.2.12, б);

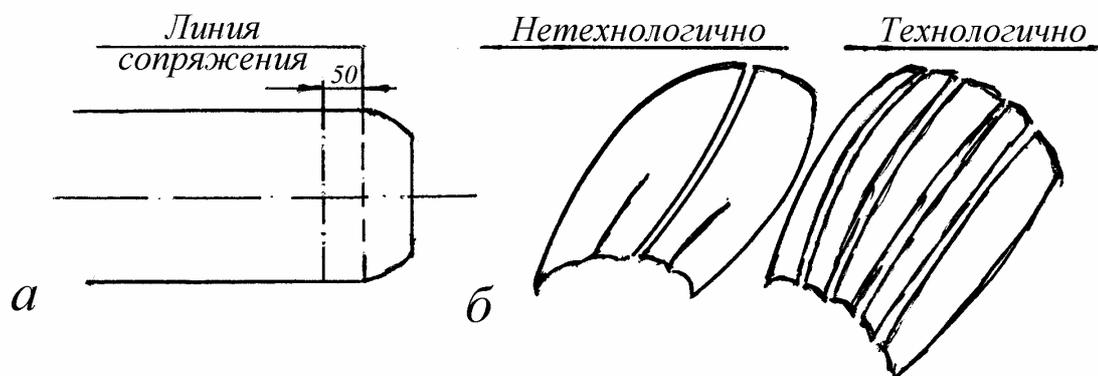


Рис.2.12. Требования технологичности к обшивкам: а – стык обшивок одинарной и двойной кривизны; б – применение разъемов для повышения технологичности

на обшивках сложной формы, где сочетаются поверхность двойной кривизны с плоской частью листа значительной длины, необходимо делать разъем (рис.2.13, а);

не рекомендуется на тонких листовых обшивках делать отбортовки для повышения жесткости, так как это усложняет технологический процесс изготовления (рис.2.13, б);

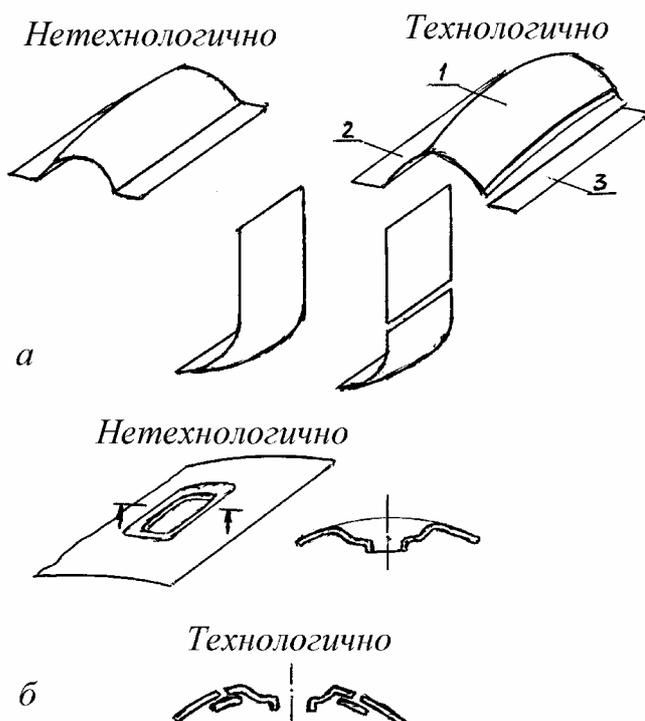


Рис.2.13. Технологичные и нетехнологичные обшивки: 1 – поверхность одинарной или двойной кривизны; 2 – борт; 3 – фигурный борт; 4 – сложная отбортовка; 5 – составные элементы отбортовки лючка

заменять листовые обшивки монолитными только в случаях существенного улучшения эксплуатационных характеристик изделий: повышения надежности, ресурса, снижения массы;

при необходимости иметь в обшивках значительной длины переменную толщину для снижения массы съем металла производить методом химического фрезерования;

максимальные габаритные размеры обшивок должны определяться размерами выпускаемых промышленностью листов с учетом двусторонних технологических припусков для выполнения операций формообразования, приварки или образования технологических припусков для сборки и т.п.

Размеры заготовок для обшивок различного типа и размеры технологических припусков приводятся ниже.

2.4.2. Технологичность листовых обшивок одинарной и двойной кривизны

Стремление технолога упростить изготовление обшивок не всегда может быть учтено конструктором из-за необходимости совершенствовать аэродинамические формы летательного аппарата. Тем не менее удастся в конструкции фюзеляжа, крыла и оперения использовать обшивки одинарной кривизны.

Обшивки одинарной кривизны цилиндрической и конической формы рекомендуется изготавливать методом гибки-прокатки на валковых станках типа КГЛ-2, КГЛ-3, ГЛП-1000 при их совершенствовании.

Лобовые обшивки (носки) можно изготавливать :

на гибочных прессах в специальных приспособлениях из предварительно подкатанной на гибочных станках заготовки. Длина таких обшивок может быть до 15 м;

обтяжкой на специальных обтяжных прессах моделей FEKD фирмы «Луар» (Франция) или отечественных РО-3М; РО-630, РО-1600 в зависимости от габаритов и толщины материала (потребного усилия обтяжки) (рис.2.14, а).

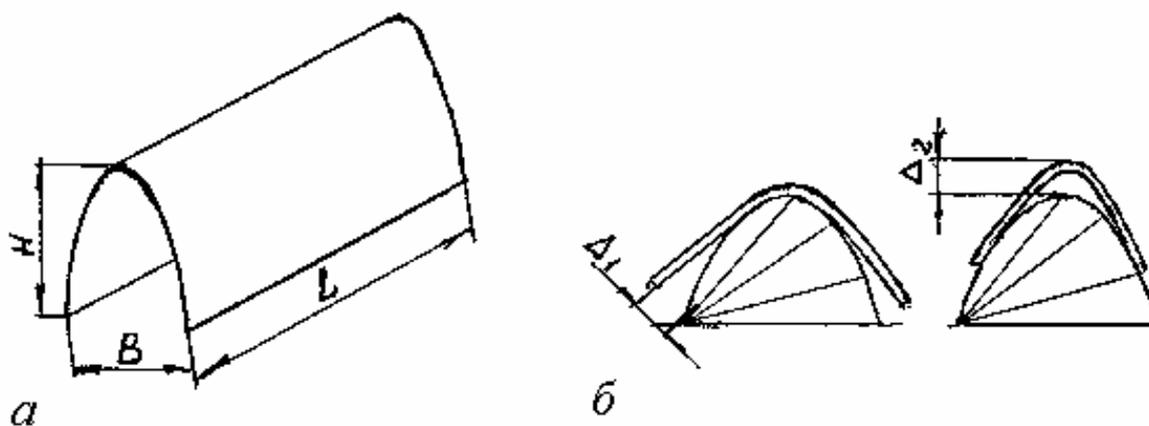


Рис.2.14. Форма и параметры обшивок одинарной кривизны; а – обшивки лобовые; б – отклонения от поверхности болванок

Допускается формообразование обшивок одинарной кривизны из предварительно сваренных заготовок одинаковой толщины листа, габариты которых выбираются из тех же соображений, что и размеры цельных заготовок. В этом случае в чертежах должно быть указание на снятие наплава и проплава сварного шва. Отклонения по основным параметрам обшивок соответствуют табл.2.28.

Таблица 2.28. Отклонения параметров обшивок

Виды обшивок	Отклонения		
	От контура сечения  Контур теоретический	От прямолинейности по образующей	
		На метр	На всю длину
Лобовые	2 – 3	0,2	1,0
Цилиндрические	3 – 4	0,5	2,0
Конические для фюзеляжа	3 – 4	0,5	1,5
Конические для крыла	до 5	0,5	2,0

В табл.2.28 приведены отклонения при свободной гибке на трехвалковых станках в холодном состоянии. Обшивки из сплава ВТ20 рекомендуется перед гибкой-прокаткой подвергать полному вакуумному отжигу.

Лобовые обшивки и имеющие различные «выштамповки» и отбортовки из титановых сплавов изготавливать штамповкой с нагревом на листоштамповочных молотах и гидропрессах в керамических штампах, что ограничивает их габаритные размеры.

Отклонение обшивок одинарной кривизны от контура болванки при нагрузке равной 50Н (рис.2.14,б) принимать:

а) при толщине материала до 1 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +10$ мм или в центре $\Delta_2 = +5$ мм;

б) при толщине материала 1 – 2 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +5$ мм или в центре $\Delta_2 = +3$ мм;

в) при толщине материала свыше 2 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +3$ мм или в центре $\Delta_2 = +1$ мм.

Там, где невозможно использовать в оболочковых конструкциях обшивки одинарной кривизны, ставятся обшивки двойной кривизны. Такие обшивки с большой продольной кривизной и поперечной кривизной с большим углом охвата рекомендуется изготавливать методом простой обтяжки на обтяжных прессах типа ОП-3 и «Луар». Габариты обшивок до 6000 мм по длине.

Обшивки, имеющие небольшую продольную кривизну, рекомендуется изготавливать обтяжкой с растяжением, используя прессы РО-3М, РО-630, РО-1600. В табл.2.29 даны наибольшие размеры обрабатываемых на них заготовок.

Таблица 2.29. Наибольшие размеры заготовок для обшивок с небольшой кривизной

Модель прессы	Длина	Ширина	мм
			Толщина
РО-3М	7000	1800	6
РО-630	11000	2200	10
РО-1600	18000	3700	15

Длину заготовки L_3 обшивки следует определять из условия (рис.2.15):

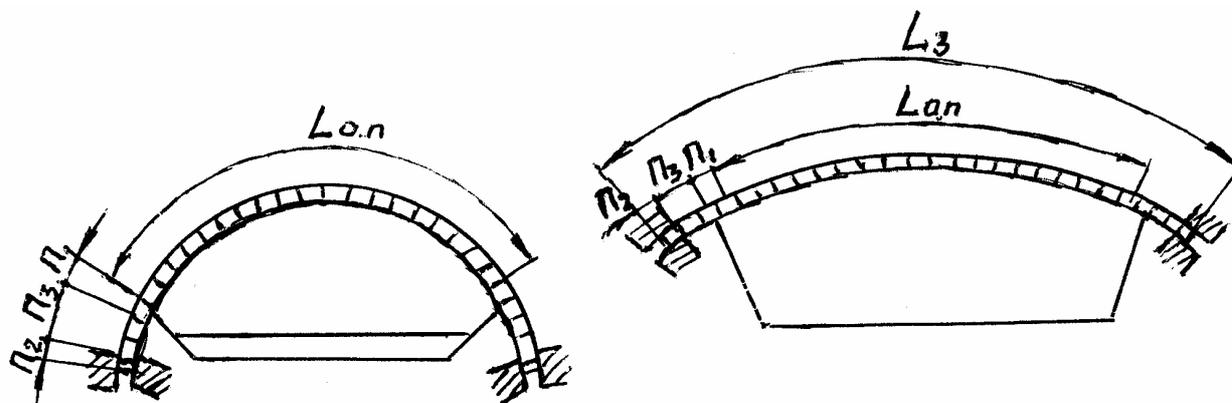


Рис. 2.15. Схема определения длины заготовки обшивки двойной кривизны при обтяжке

$$L_3 = L_{o.n} + 2P_1 + 2P_2 + 2P_3, \quad (2.12)$$

где $L_{o.n}$ - длина обтяжного пуансона;

P_1 - технологический припуск на сторону (≥ 50 мм);

P_2 - припуск, необходимый для зажима заготовки (50-100 мм, в зависимости от конструкций зажимов);

P_3 - припуск, размер которого определяется возможностями оборудования (100-150 мм).

При обтяжке высокопрочных материалов (сталей и титановых сплавов) расширение возможностей процесса (увеличение коэффициента обтяжки $K_{об}$ до 1,05-1,07) возможно за счет увеличения припуска P_3 до 500 мм.

Ширина заготовки B_3 (рис.2.16) определяется по формуле:

$$B_3 = (B_{po} + 2P_o) \cdot K, \quad (2.13)$$

где B_{po} - ширина развертки обшивки в наиболее широком месте, мм;

Π_o – припуск на обрезку (5-10мм);

K – коэффициент, учитывающий сужение заготовки в процессе обтяжки (1,02 – 1,12 – зависит от коэффициента трения материала заготовки по пуансону и от $K_{об}$).

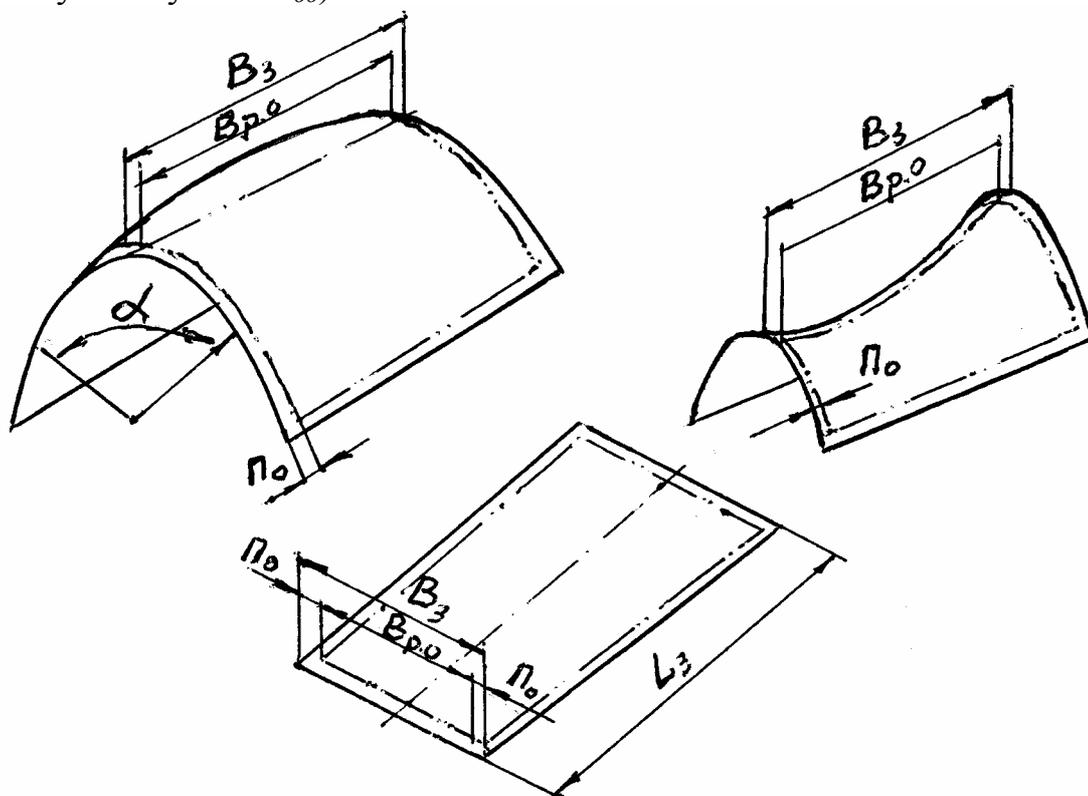


Рис.2.16. Схема определения ширины заготовки обшивки двойной кривизны при обтяжке

В табл.2.30 приводится точность обработки обшивок для групп материалов.

Таблица 2.30. Точность обработки обшивок, изготавливаемых при обтяжке

Исходный материал	Отклонения, мм	
	Без ручной доработки	С ручной доработкой
Сплавы Д16, В95 и их аналоги отожженные или свежезакаленные	0,8 – 3,0	0,5 – 1,5
Стали в отожженном состоянии	0,8	0,5

Обшивки двойной кривизны из нержавеющей стали и титановых сплавов изготавливаются преимущественно с нагревом заготовки на листоштамповочных молотах или гидропрессах в подогреваемых штампах, что определяет их габариты.

При расчетах необходимо пользоваться методикой НИАТ «Формообразование обшивок из высокопрочных материалов методом обтяжки».

Отклонения обшивок двойной кривизны от контура болванок или КРС без дополнительной нагрузки:

а) при толщине материала до 1,0 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +5,0$ мм или в центре $\Delta_2 = +3,0$ мм;

б) при толщине материала 1,0 – 2,0 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +3,0$ мм или в центре $\Delta_2 = +1,0$ мм;

в) при толщине более 2,0 мм на сторону на сбеге $\Delta_1 = +1,0$ мм или в центре $\Delta_2 = +0,5$ мм.

2.4.3. Обеспечение требований технологичности при изготовлении обшивок с сотовым наполнителем

Совершенствование оболочковых конструкций в борьбе за снижение их массы привело к появлению в конструкциях ЛА панелей с сотовым наполнителем, который пайкой или сваркой соединяется с верхним и нижним листами, образуя в заготовительно-штамповочном производстве панель-заготовку.

Обшивки с сотовым наполнителем могут быть плоскими и одинарной кривизны, с постоянным и переменным сечением (рис.2.17).

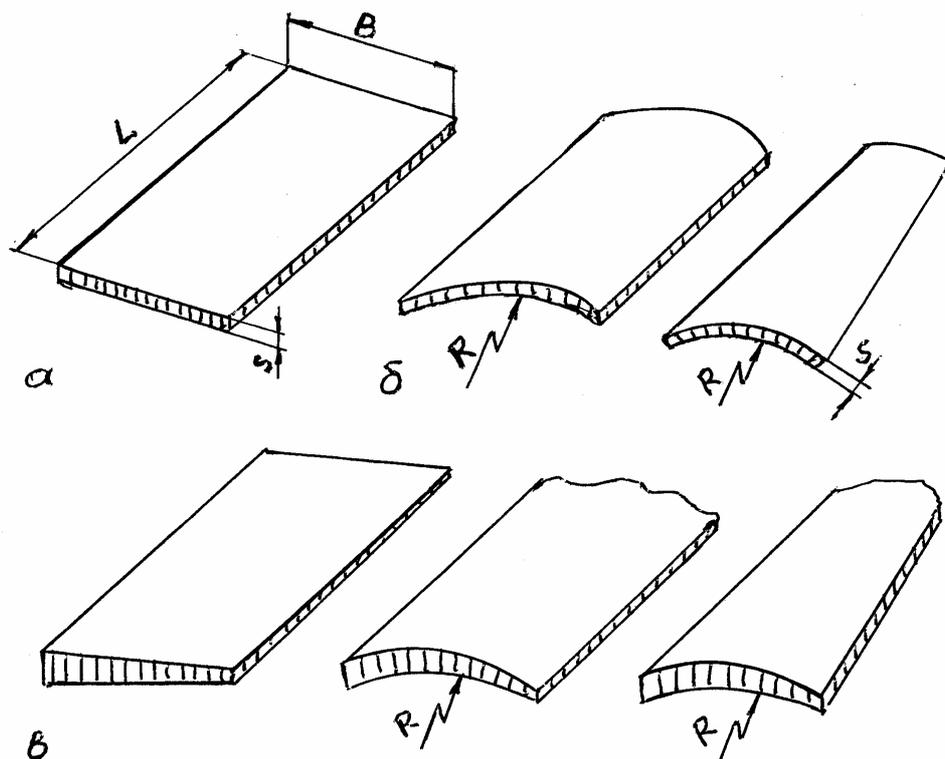


Рис.2.17. Обшивка с сотовым наполнителем: а – плоская; б, в – цилиндрическая; г – коническая

Листы обшивок могут быть как металлическими, так и из полимерных композиционных материалов (ПКМ), чаще с псевдоизотропной схемой армирования. В качестве наполнителя могут использоваться соты из полимерной бумаги, стеклоткани, алюминиевой фольги и др. Обшивки из ПКМ, выполненные склейкой, будут рассмотрены особо.

Для формообразования сотовых обшивок используют гибочно-растяжной пресс модели ГРП-160-1200, а также металлические соты из сплавов титана и нержавеющей стали с содержанием хрома не менее 12%. Предельные размеры обшивок с сотовым наполнителем приведены в табл.2.31, зависят от конструктивных особенностей обшивок и имеющегося оснащения процесса изготовления.

Таблица 2.31. Предельные размеры обшивок с сотовым наполнителем

Форма обшивки	Параметры обшивки					Примечание
	Ширина B , мм	Длина L , мм	Радиус кривизны R , мм	Толщина s , мм	Угол конусности α , град	
Цилиндрическая	1000	1200	250-1000	10-50	-	-
Коническая	1000	1000	250-1000	10-50	≤ 15	При угле охвата 180°

Гибка обшивок может производиться как вдоль, так и поперек лент заполнителя. При этом необходимо учесть, что вдоль кромок (по размеру L) на обшивках наблюдается подмятие панели шириной до 50 мм, которое является технологическим припуском и может также использоваться для крепления обшивок в узле.

На поверхности обшивок, используя универсальные прессы и дополнительную простую оснастку, можно получить различные по форме выдавки для крепления арматуры. Выдавки могут быть различной глубины – до частичного или полного смятия заполнителя (рис.2.18).

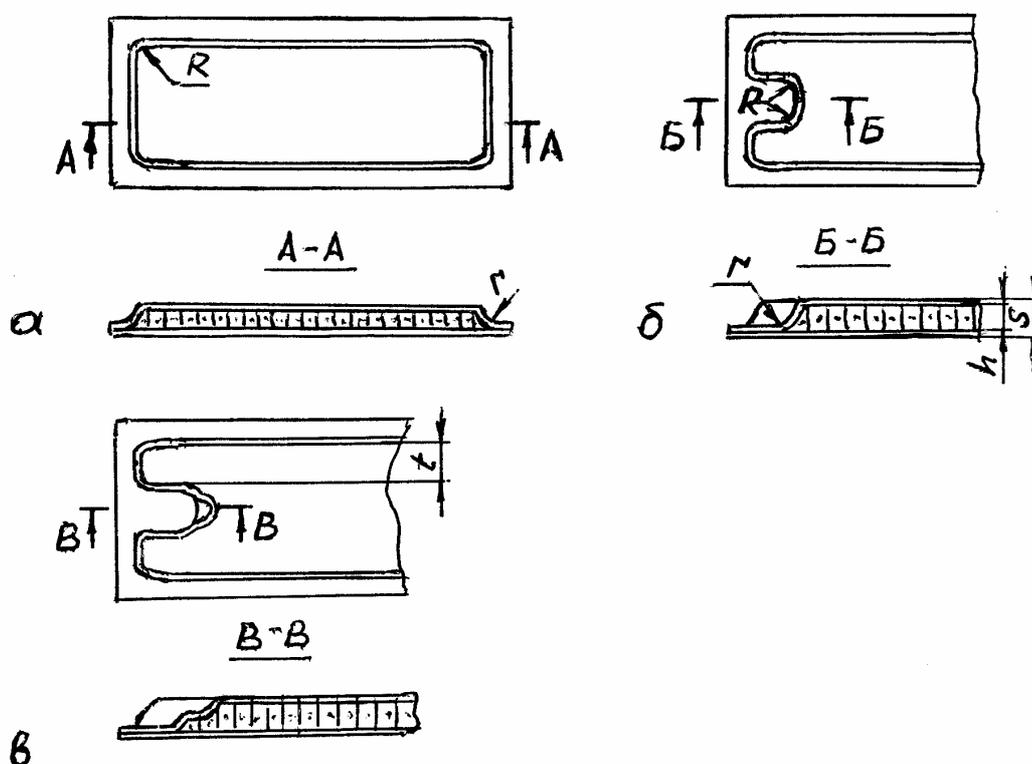


Рис.2.18. Выполнение выдавок в обшивках с сотовым наполнителем: а – выдавка с полным смятием заполнителя по всему периметру; б – местная выдавка; в – с полным и частичным смятием заполнителя

Рекомендуется:

размещать выдавки с выходом их контура на край обшивки;
 радиусы закруглений R выполнять не менее двух высот заполнителя;
 радиус перехода от полного сечения обшивки к смятой зоне $r \geq 10$ мм;
 расстояние между соседними выдавками обеспечивать $t \geq 100$ мм.

Сотовый заполнитель паяных обшивок обычно имеет шестигранную или квадратную форму ячеек, стенки которых могут быть гладкими (рис.2.19,а,б) и с рифтами, увеличивающими жесткость заполнителя (рис.2.19,в,г). **Сотовый заполнитель сварных обшивок** имеет квадратную форму ячейки с рифтованными стенками, для качественной автоматической сварки которого с листами следует предусматривать отбортовку шириной не более 1,3 мм (рис.2.19, д).

Производство сотового заполнителя с гладкими стенками можно обеспечить гибкой-прокаткой в роликовом устройстве, например, на установке УГФ-1, а с рифтованными стенками – в инструментальных штампах на механических прессах. Штамповкой в инструментальных штампах на механических прессах получают заполнитель сварных обшивок.

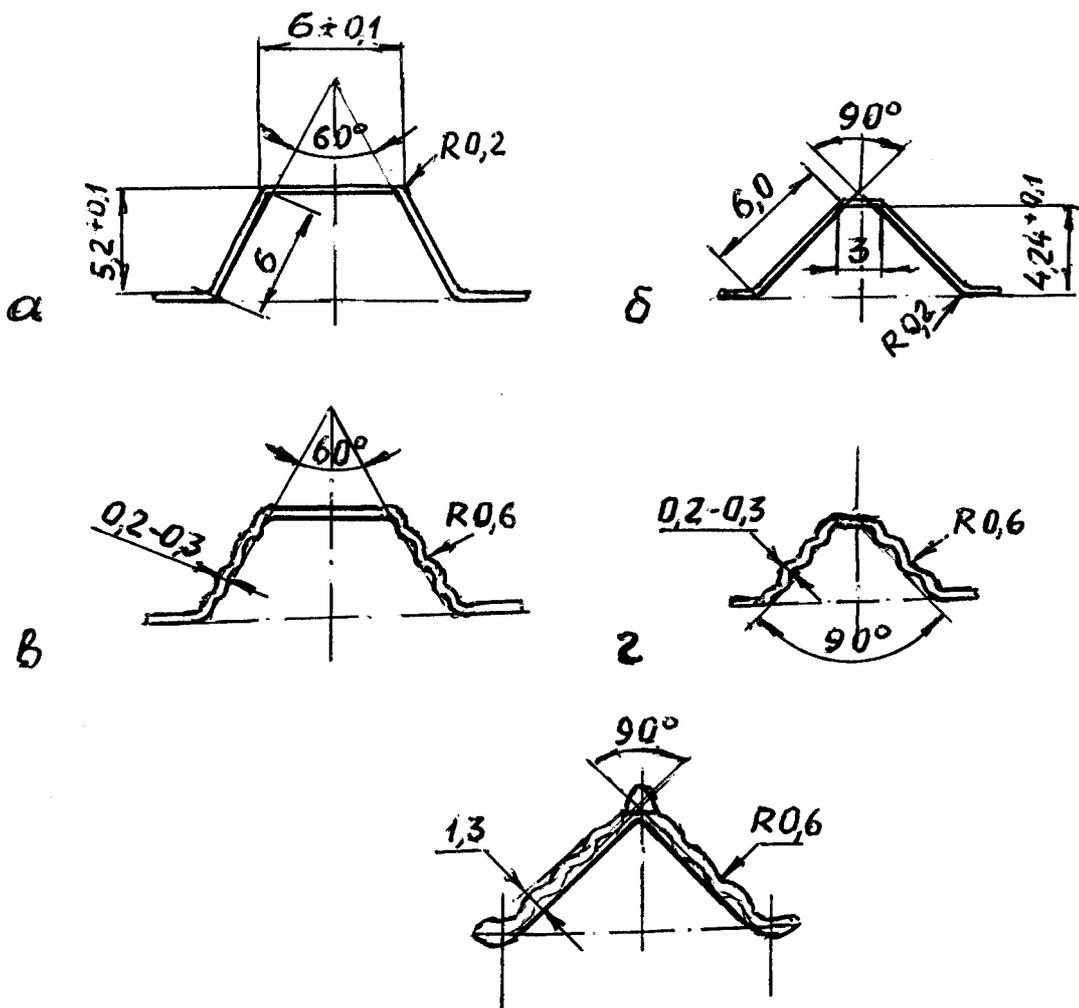


Рис.2.19. Форма и размеры ячеек сот для обшивок: а, б – заполнитель паяных обшивок с гладкими стенками; в, г – соты паяных обшивок с рифтованными стенками; д – заполнитель сборных обшивок; е – панели

Листы обшивок, например, из сплава ОТ4-1 используют толщиной $s = 0,3-0,5$ мм, из сплавов 12Х18Н10Т, Х15Н7ЮМ2 (СН-4) толщиной 0,3-0,6 мм. Обшивки кессонов несущих поверхностей самолета целесообразно выполнять из высокопрочных и высококомодульных композиционных материалов на основе углеродистой ленты и жгута. Для повышения ударной прочности, характеристик пластика при сдвиге, смятии и срезе (в зонах механических соединений), а также в относительно слабонагруженных деталях, могут применяться материалы на основе тканых наполнителей, которые оказываются выгодными с позиций допускаемой повреждаемости и стоимости [18].

Сотовый наполнитель имеет размеры соответственно приведенным на рис.2.19, его толщина при изготовлении, например, из фольги ВТ1-0 – 0,08 мм, а из фольги сплавов 12Х18Н10Т и Х15Н7ЮМ2 – 0,06 мм.

Использование металлического сотового наполнителя может дать выгоды с точки зрения механических свойств и стоимости, но неметаллические наполнители имеют преимущества по коррозиестойкости, теплостойкости, сохранению эксплуатационных качеств при перегрузках в локальных областях без необратимых повреждений; способны создавать с обшивками цельную конструкцию без применения специального клея путем совместной полимеризации; использование стеклосотового наполнителя обеспечивает повышение эффективности трехслойной конструкции и ее работоспособность в условиях повышенной влажности.

Обшивки с сотовым наполнителем рекомендуются при небольших по величине погонных нагрузках (до 1,0 МН/м), но позволяют получить легкие конструкции при обеспечении высокого качества внешней поверхности изделия.

Прочностные характеристики таких обшивок в значительной мере определяются качеством и точностью изготовления наполнителя, которые зависят от точности заготовок. Необходимая точность ширины лент может быть обеспечена при раскрое многодисковыми ножницами типа НА-400, коэффициент использования материала при этом составляет 0,85 – 0,9.

В конструкциях, содержащих комбинацию «металл-углепластик», в целях **защиты от электрохимической коррозии** целесообразно применять сплавы титана и нержавеющей сталь. В случае использования деталей из алюминиевых сплавов и стали с содержанием кадмия, необходимо их предварительно анодировать и грунтовать или заполимеризовывать в обшивки по зонам контакта с металлом изоляционные слои из стеклопластика.

Защита от коррозии конструкций с алюминиевым сотовым наполнителем и несущими слоями из углепластиков также может осуществляться введением разделительного слоя из стеклоткани толщиной не менее 0,2 мм.

Фольга из титановых сплавов и нержавеющей сталей перед штамповкой должна быть отожжена в вакуумных печах и иметь свойства : ВТ1-0 - $\sigma_{\epsilon} = 440 - 460$ МПа, относительное удлинение $\delta_{10} = 25 \dots 26\%$; 12Х18Н10Т - $\sigma_{\epsilon} = 500 - 600$ МПа, $\delta_{10} = 40 - 60\%$. Эти свойства сохраняются и в конструкциях сварной обшивки. Свойства паяной обшивки зависят от режимов пайки в соответствии с РТМ 1542-76 [19].

2.4.4. Требования технологичности к обшивкам монолитным и с гофрированным подкреплением

Монолитные панели в конструкции ЛА появились с увеличением требуемой толщины обшивки несущих поверхностей, расширением использования моноблочной конструктивно-силовой схемы. В них обшивка выполнена как одно целое с элементами каркаса и соединений. К данной группе относятся также клиновидные или ступенчатые обшивки сборно-монолитной конструкции, имеющие усиления в местах крепления каркаса. Монолитные панели в большинстве своем представляют весьма сложные для формообразования конструкции, что резко усложняет технологию, увеличивает трудоемкость изготовления и накладывает ряд ограничений на конструктивные их формы, а значит, делает панели мало технологичными. Основными характеристиками, влияющими на технологичность панелей, являются вид поверхности и тип оребрения (вид заготовки). В зависимости от этих характеризующих факторов принято классифицировать монолитные панели (рис.2.20).

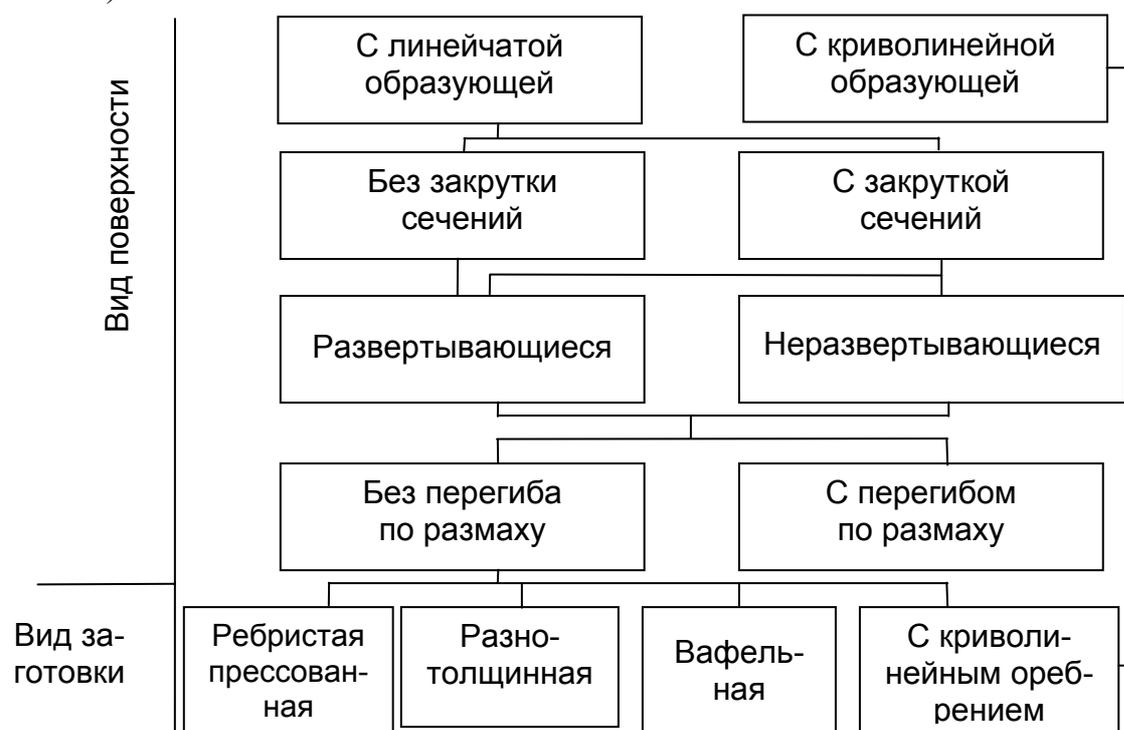


Рис.2.20. Разновидности обшивок летательных аппаратов из монолитных панелей

Конструктивно панели значительно отличаются в зависимости от вида оребрения заготовки, изменения высоты ребер по длине заготовки и их расположения, изменения толщины полотна (рис.2.21). Оребрение полотна заготовки может быть в виде пластины, Г-образным, Т-образным; размеры сечения ребер и толщина полотна могут быть переменными по заготовке, что достигается их предварительной механической обработкой; «вафельная» панель имеет оребрение в виде двух пересекающихся систем ребер, изготавливается механической обработкой из плиты, но можно получить ее прокаткой. Панель с криволинейным оребрением имеет усиление в виде концентрических кривых, что нередко сочетается с ребристым

или вафельным оребрением, и применяется в зонах, имеющих люки и оконные проемы.

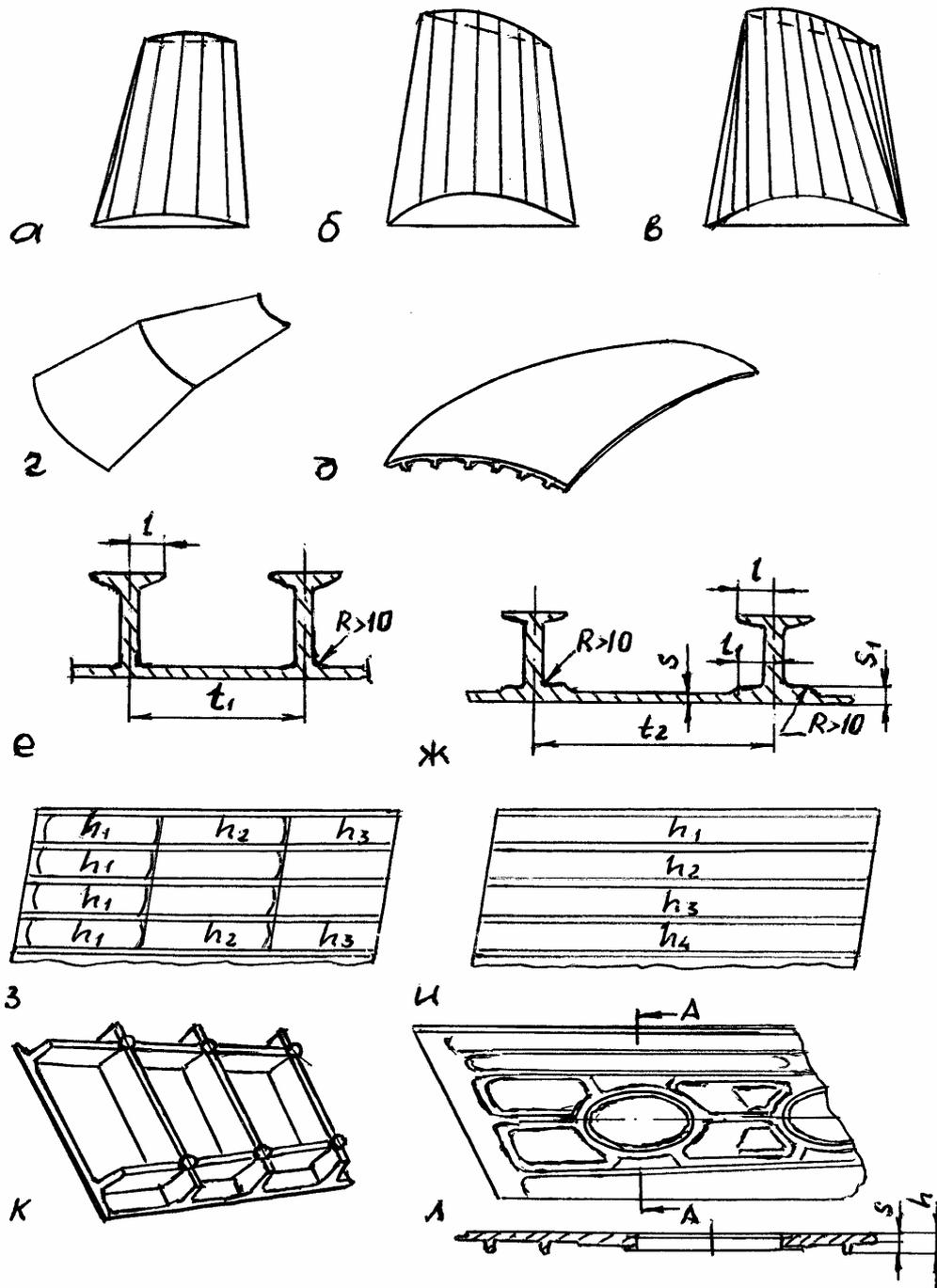


Рис.2.21. Конструктивные формы и типы монолитных панелей: а, в – линейчатые поверхности развертывающиеся без закрутки и с закруткой сечений; б - линейчатые поверхности, неразвертывающиеся с закруткой сечений; г – с линейчатой образующей с перегибом по размаху; д – с криволинейной образующей; е, ж – сопряжение ребер жесткости с полотном панели; з – со ступенчато-переменной толщиной полотна, изменяющейся в направлении ребер; и – с изменением толщины полотна в направлении, перпендикулярном ребрам; к – «вафельная», полученная прокаткой; л – фрагмент панели крыла самолета Ан-124-100

Наиболее технологичными являются панели с постоянной толщиной s полотна, менее технологичными – со ступенчато-переменной толщиной полотна; наименее технологичными – панели с толщиной полотна линейно изменяющейся по размеру.

Для повышения технологичности требуемую прочность панели следует задавать за счет оребрения, оставляя толщину полотна постоянной.

В панелях линейчатых (см. рис.2.21) поверхности образуют движением прямой (образующей) по двум исходным сечениям. Если исходные сечения подобны, их хорды параллельны, а образующая является процентной линией (соединяет точки сечения равных процентов хорды), то поверхность называется развертывающейся (схема «а»). Если исходные сечения имеют закрутку (их хорды не в одной плоскости), то линейчатая поверхность панели является неразвертывающейся (не может быть получена из плоскости простым изгибом) – схема «б».

Линейчатые панели и с закруткой сечений могут быть развертывающимися, если образующие линии не являются процентными (схема «в»).

Для панелей крыла с перегибом по размаху линейчатая поверхность может быть построена по трем исходным сечениям (схема «г»).

Сопряжения ребер жесткости с полотном панели рекомендуется выполнять как показано на рис.2.21,е,ж ($l \leq t_1/3$ или $l \leq t_2/8$, $l_1 \leq t_2/4$, при толщине полотна s , $s_1 \geq 1,3s$).

При необходимости менять толщину полотна (высоту h) по размаху следует эти изменения выбирать равными шагу нервюр (шпангоутов), а если поперек панели, то по шагу ребер жесткости и распространяться на всю длину панели. При проектировании таких панелей необходимо учитывать :

а) толщина полотна в каждом поперечном сечении должна оставаться постоянной;

б) уклон сечения панели рекомендуется сохранять постоянным по всей длине панели.

Монолитные панели могут изготавливаться из сплавов Д16Т, Д19Т, АК4-1, В95пчТ2, 1420, 1201, АМг6 и др.

Их механизированная обработка и деформирование могут производиться на дробеударных установках типа УФПД-3 или УФПД-4. Режимы обработки и технологические особенности дробеударного формообразования изложены в РТМ 1.4.876-81 [20] и др. При этом **панели должны удовлетворять следующим требованиям:**

толщина полотна s должна быть в пределах 1,5 – 16 мм;

направление ребер и продольных усилений разнотолщиной плиты должно совпадать с образующей поверхности и не превышать 5^0 между этими направлениями;

минимальный радиус кривизны при $s = 1,0 - 7,0$ мм 1000 мм, при $s = 8$ мм – 2000 мм, а при $s = 16$ мм – 10000 мм;

технические условия поставки панели на сборку должны допускать отклонения ее поверхности от теоретического контура вдоль нервюр – до 1,0 мм, по размаху – до 1,0 мм/м и до 3,0 мм на всю длину;

при необходимости выреза в ребрах для соединения с нервюрами или шпангоутами толщина полотна в месте соединения может увеличиваться не более чем в два раза;

сбег ребра должен заходить на утолщенную обшивку, длина которой должна быть не менее 80 мм.

Другие панели разворачивающиеся, без закрутки сечений, толщина полотна у которых превышает 20 мм, могут быть получены свободной гибкой одновременно по всей линиигиба на гибочных прессах типа «Цинцинати», валковых станках КГЛ-3 и т.п.

При проектировании панелей с «вафельным» или криволинейным оребрением необходимо, чтобы:

высота ребер была одинаковой и не превышала десяти его толщин;

ребра были перпендикулярны к обшивке.

Панели линейчатые, с закруткой сечений, разворачивающиеся целесообразно формообразовывать из разнотолщинной заготовки либо использовать «вафельные» панели с поперечными и продольными ребрами одинаковой и постоянной высоты, которая не должна быть более десяти толщин полотна. Процесс трудоемкий и требует высокой квалификации исполнителей.

Панели с криволинейной образующей (см. рис.2.21, д) используют для обшивок фюзеляжей двойной кривизны. Они имеют неразвертывающуюся поверхность. По технологичности уступают другим видам обшивок из-за трудностей механизированных и автоматизированных методов производства, поэтому их применение не рекомендуется. Панели с «вафельным» и криволинейным оребрением могут быть отформованы по матрице с помощью гидровзрывной штамповки.

Еще в 50-х годах американской фирмой «РАЙАН» были предложены конструкции обшивок, подкрепленных тонкостенным гофром из стальных жаропрочных сплавов $s_0 = 0,5...0,8$ мм. Фирма «Боинг» при создании сверхзвукового самолета «В-2707» широко использовала профили и гофры, полученные из листовых титановых сплавов толщиной 0,8 – 2,0 мм, для панельных конструкций продольного набора агрегатов [21].

Такие обшивки при высоких технологичности и жесткости, позволяют снизить массу конструкции по сравнению с монолитными и подкрепленными Z-образным стрингером при обеспечении равнопрочности.

Если гофровый наполнитель выполнить из листа с локальным утолщением по зонам сгиба, жесткость и прочность панели заметно повысится (рис.2.22).

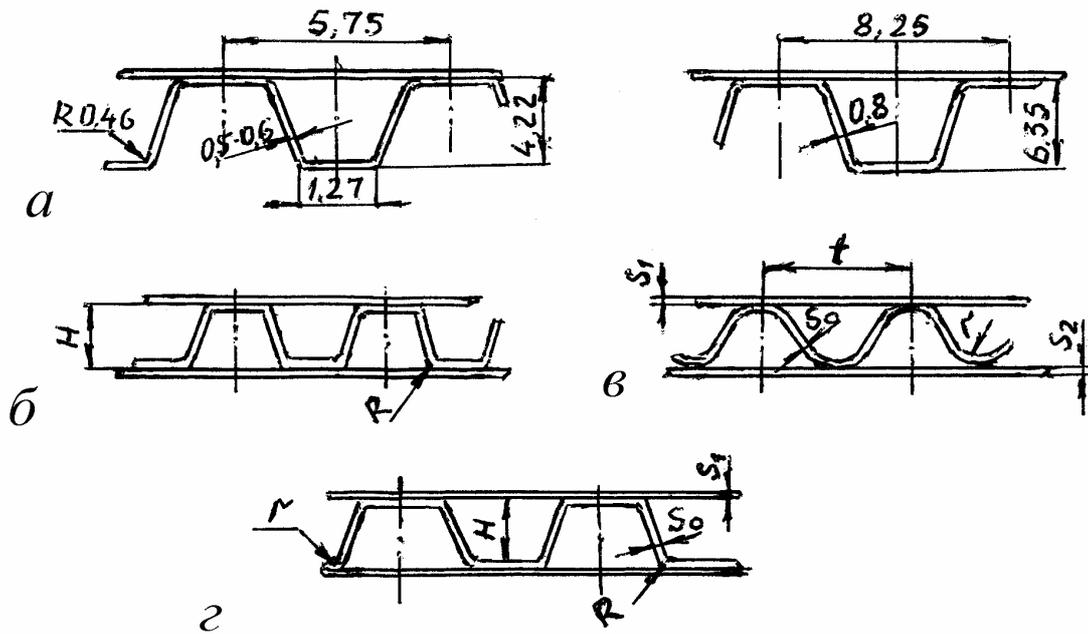


Рис.2.22. Конструкция панелей летательных аппаратов с гофрированным подкреплением: а – подкрепленного гофром из жаропрочных сталей; б – с гофрированным прессованным наполнителем; в – с гнutoлистовым гофрированным наполнителем; г – с гофром повышенной жесткости

Подобные конструкции окажутся целесообразными для противопожарных перегородок грузовых и пассажирских салонов, зашивок гермошпангоутов, панелей крыльев моноблочной конструктивно-силовой схемы и т.п.

Технологически соединение обшивки с подкрепляющим гофром целесообразно выполнять точечной электросваркой; при изготовлении панелей с гофрированным наполнителем внутренний лист может быть соединен с гофром взрывными заклепками или заклепками одностороннего подхода, хотя при этом увеличится масса конструкции и трудоемкость изготовления. Поскольку обшивочные листы s_1 и s_2 в зависимости от марки материала по толщине 0,5 – 0,8 мм, возможно их соединение методом «накатки» с использованием заклепочного соединения. Влияющими оказываются толщина гофра, которая может быть для повышения жесткости выше толщины обшивок, высота H гофра и шаг t . Значение H может быть выше 8 – 10 мм. Если у гофрированного прессованного наполнителя наружный радиус по зонам сгиба практически нулевой (рис.2.22,б), то у гнutoлистого с локальным утолщением по зонам сгиба $R \approx 0,5S_0$, а внутренний радиус $r = (0,6 - 1,2)s_0$. Гофры соответственно рис.2.22,в имеют $r = (0,5 - 1,0)H$.

2.5. Пути повышения технологичности деталей каркаса

2.5.1. Технологичность плоских деталей

Группа плоских деталей из листа в изделиях авиационной техники весьма незначительная: стенки лонжеронов и балок, зашивки шпангоутов и вырезов, под-

кладные листы стыковых соединений и накладки, крышки люков и панели систем крепления приборов. Однако для многих листовых сборных деталей, имеющих борт и отбортовки, изготовленных гибкой и т.п. исходной является плоская заготовка. Ее габариты и точность по контуру, методы раскроя и шероховатость поверхности должны удовлетворять требованиям технологичности.

Плоские детали могут быть с прямолинейным и с криволинейным контуром, мелкими и габаритными, тонкие и большой толщины, из пластичных и труднодеформируемых металлов. И все эти факторы потребуется учитывать с позиций технологичности как при проектировании, так и в производстве.

Детали с прямолинейным контуром можно изготовить на гильотинных ножницах, в штампах и на специальных фрезерных станках. На гильотинных ножницах, подобранных по каталогу, можно раскраивать крупногабаритные детали длиной до 7000 мм, толщиной от 0,2 до 15 мм. Скос отрезаемых кромок может достигнуть 3,0 мм при толщине 12,0 – 15,0 мм и находится в пределах 0,04 – 0,05 мм при $s = 0,5-1,5$ мм, а возможный вырыв материала для толщин листа 4,0 – 15,0 мм составляет 0,5 мм.

Точность деталей, полученных раскроем на гильотинных ножницах, соответствует 12–14 квл; отклонения от прямолинейности реза в пределах $\pm 0,05-0,15$ мм для листов и $\pm 0,3-1,1$ мм для лент, у которых длина реза превышает ширину более чем в 5 раз. При необходимости резки нескольких полос толщиной до 10 мм с требованием более качественных кромок и увеличением точности необходимо использовать многодисковые ножницы (см. табл.2.10).

Для получения точных деталей больших габаритов целесообразно использовать фрезерование, а детали размером до 800 мм в условиях серийного производства необходимо получать вырубкой в штампах.

Крупногабаритные детали из алюминиевых сплавов (рис.2.23,а) с **криволинейным очертанием** контуров необходимо изготавливать фрезерованием на раскройно-фрезерных станках с программным управлением типа РФП-1 и РФП-2. При этом рекомендуется:

габаритные размеры деталей брать от минимальных 4000×400 мм до максимальных 2000×6000 мм для станка РФП-2 и 2000×11000 мм для станка РФП-1;

толщина пакета листов до 15 мм;

минимальные радиусы на внутренних углах (прямом, тупом и остром) принимать $(1,0 - 1,5)R$ копировального пальца при фрезеровании методом копирования; минимальный радиус сопряжения по наружному контуру может быть равен нулю;

минимальное отверстие в детали принимать диаметром 15-20 мм.

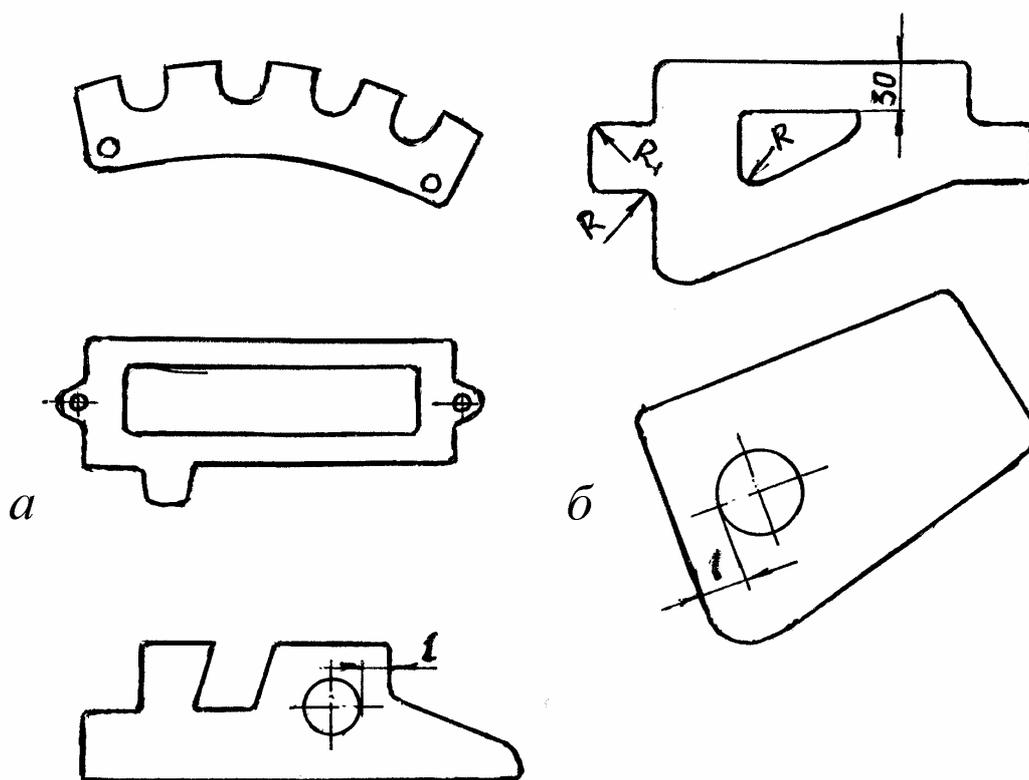


Рис.2.23. Требования технологичности при проектировании и изготовлении плоских деталей: а – типовые детали с криволинейным контуром; б – параметры контура и размеры перемычек

Точность по контуру деталей, получаемых на станках РФП-1 и РФП-2, $\pm 0,25$ мм. Шероховатость поверхности по ГОСТ-2789-73 соответствует $R_z 40 \dots 2,5$.

При изготовлении деталей на фрезерных станках типа РФК-1, ДФ98А и др. рекомендуется:

острые углы скруглять радиусами $R \geq 4,0$ мм во впадинах и $R_1 \geq 5,0$ мм по выступам;

размеры перемычек между контуром детали и краями круглых отверстий принимать $l \geq 4,0s$, где s – толщина листа (рис.2.23,б);

обрабатывать пакет листов толщиной 4 – 12 мм;

шероховатость поверхности в пределах $R_z 40 - 2,5$.

Для группового раскроя стальных деталей необходимо использовать лазерные станки с программным управлением, обеспечивающие обработку деталей длиной до 8000 мм и коэффициент использования материала 0,75 – 0,80.

При проектировании и изготовлении малогабаритных деталей размерами менее 200×300 мм предусматривать их вырубку в штампах на листоштамповочных механических и гидравлических прессах, что наиболее технологично. Вырубку деталей из листов нержавеющей стали и титановых сплавов можно производить в инструментальных, ленточных, комбинированных штампах простого последовательного и совмещенного действия.

При вырубке деталей в штампах рекомендуется (рис.2.24) :

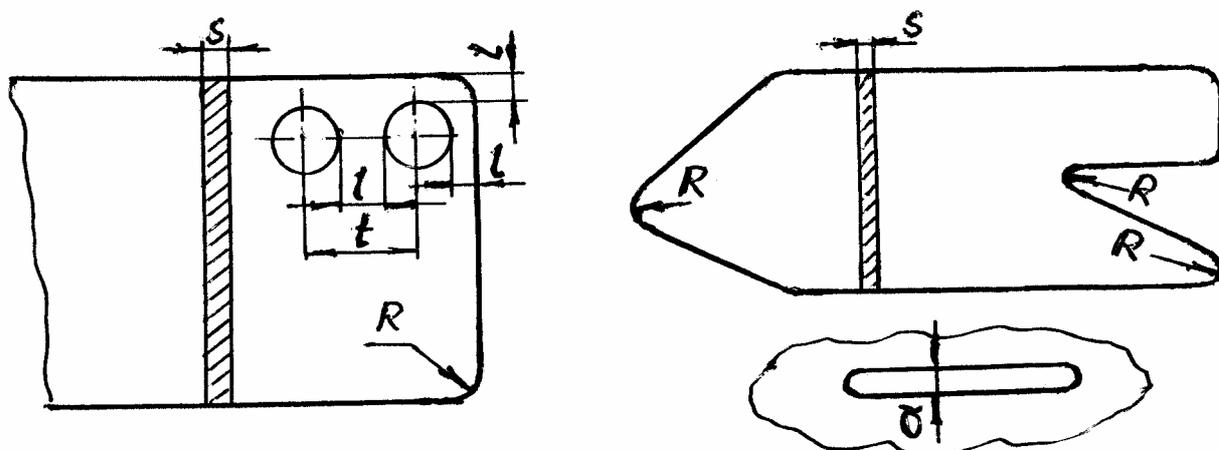


Рис.2.24. Требования технологичности при вырубке деталей в штампах

наименьшие расстояния l от кромки до края отверстий и между отверстиями выбирать до половины их диаметра и не меньше толщины листа;

наименьший радиус R скругления углов и вырезов брать не менее толщины s , а при $s \geq 3,0$ мм – не менее $0,6 s$;

радиус закругления R на деталях шириной $B \leq 100$ мм делать больше половины ширины заготовки;

ширину прорези a выполнять не менее $5,0$ мм, а при больших толщинах листа не менее $2s$.

Применение чистой вырубке позволяет проектировать детали повышенной точности, с высокой чистотой среза в специальных штампах на специальном оборудовании. Для чистой вырубке пригодны большинство сплавов из известных металлов: конструкционные углеродистые, улучшенные и цементированные, не легированные или низколегированные стали.

При проектировании и изготовлении для точных приборов деталей из прецизионных сплавов чистой вырубке необходимо обеспечивать скругление по острым углам, иначе на деталях получают трещины.

Минимальные радиусы закруглений R (см. рис.2.24) зависят от толщины листового материала и его прочности, причем изменяются они пропорционально изменению прочности. Такую зависимость можно установить экспериментально. Для материалов, имеющих прочность на растяжение $\sigma_s \approx 400$ МПа, разработана, например, диаграмма, представленная на рис.2.25.

Специфическая схема напряженного состояния при вырубке (всестороннее сжатие), жесткая конструкция штампа, плавный цикл вырубке и возможность выталкивания отхода после каждой вырубке позволяют производить вырубку отверстий и шлицев меньшего размера, чем толщина листа.

Детали из нержавеющей сталей, алюминиевых и титановых сплавов, имеющие сложные наружные и внутренние контуры, целесообразно получать на высечных станках.

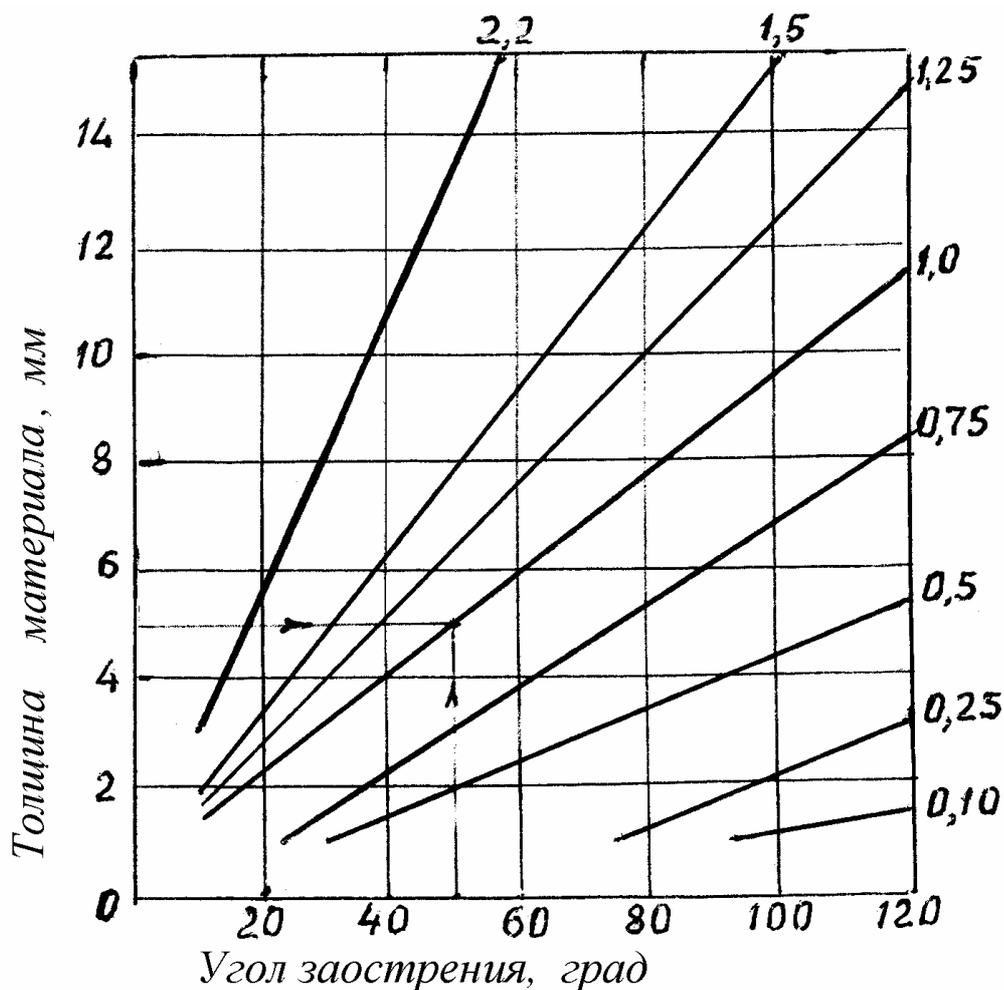


Рис.2.25. Диаграмма определения минимальных радиусов закруглений в деталях из алюминиевых сплавов

2.5.2. Технологичность деталей, имеющих различные конструктивные элементы вне плоскости

Значительную группу листовых деталей ЛА составляют элементы каркаса, сочетающие в себе различные конструктивные элементы: борт, подсечки, рифты, отбортованные и неотбортованные отверстия. Даже усиленные шпангоуты и нервюры, оконтовки дверей и вырезов, нормальные шпангоуты тяжелых самолетов не могут обойтись без таких деталей. Определяя часто обводы изделий, эти детали должны удовлетворять требованиям по жесткости и точности конструктивных элементов, что обязательно повлияет на их технологичность.

При проектировании нервюр, диафрагм, стенок, зализов, шпангоутов, гнуто-листовых профилей и т.п. приходится учитывать ряд технологических рекомендаций по размещению и сочетанию их конструктивных элементов в пределах общего контура детали и даже узла; технологические методы их изготовления и специфику применяемого оборудования. Типовыми представителями рассматриваемой группы деталей могут являться нервюры, без которых невозможно создать аэродинамические обводы крыла, оперения, элементов механизации (рис.2.26).

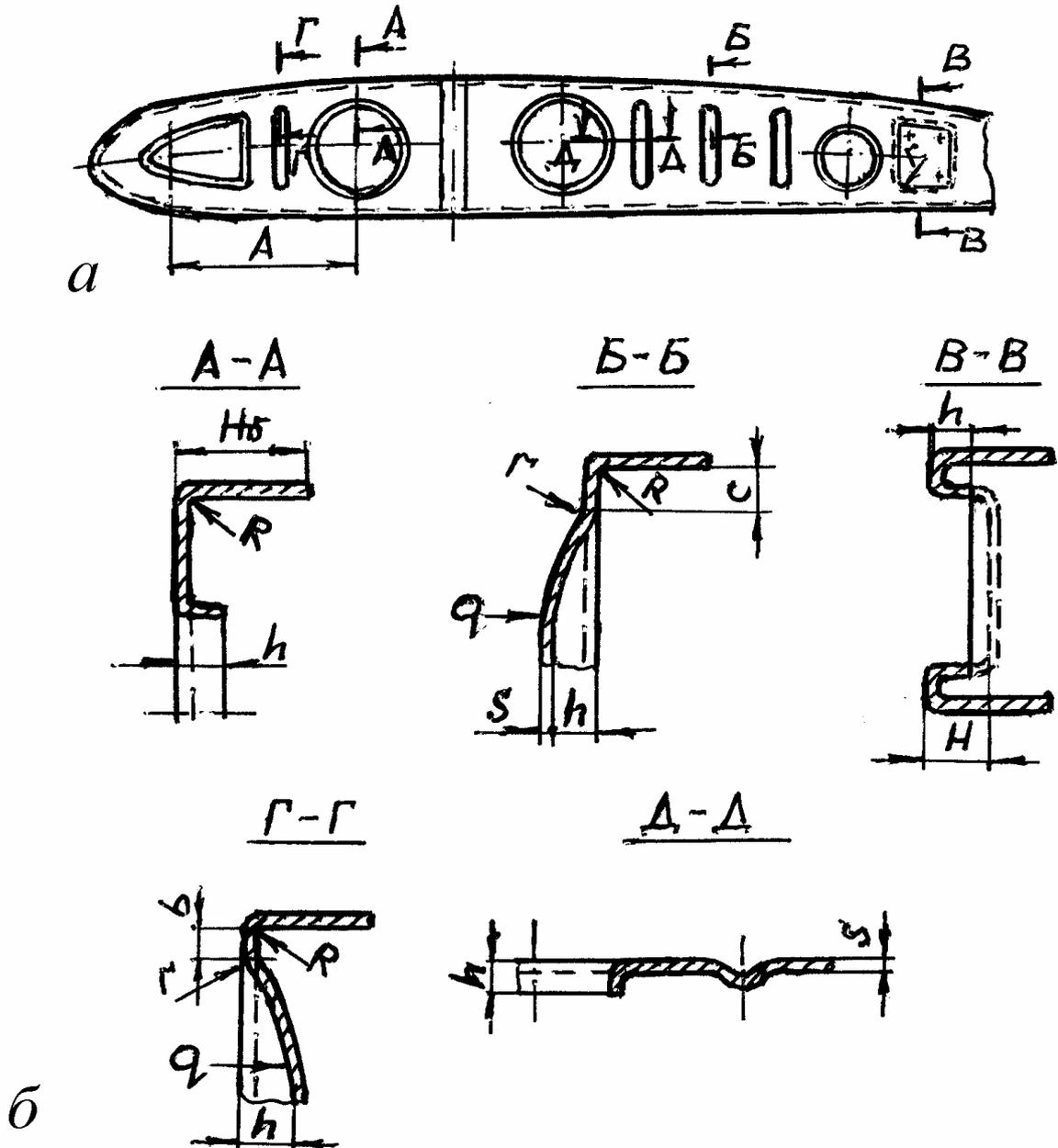


Рис.2.26. Типовая нервюра нескоростного самолета: а – общий вид; б – сечения по конструктивным элементам

Производство разнообразных по размерам и внешнему контуру элементов конструкции нервюр обеспечивается штамповкой по формблокам гидроэластичными средами при давлениях от 10 до 300 МПа на гидравлических прессах, гидродинамических молотах, электрогидравлических прессах и падающим молотах.

Более высокие показатели технологичности можно получить при групповой безпроводочной штамповке деталей из алюминиевых сплавов на специализированных гидравлических прессах типа П5054 с усилием 240000 кН, Я06019 с усилием 600000 кН и др., создающих деформирующее давление 100 МПа. Но не на каждом

авиапредприятия могут быть прессы высокой мощности, поэтому технологи будут использовать имеющиеся и решать вопросы конструктивного изменения деталей.

Для безпроводочной штамповки деталей из титановых сплавов необходимо давление 100-150 МПа. Поэтому на большинстве существующих отечественных прессах титановые детали могут быть отштампованы в холодном состоянии из сплавов только с удовлетворительной пластичностью (BT1-0, OT4-1, ПТ7М) и имеющиеся плавные контуры, неглубокие рифты и отбортовки незначительной высоты. В других случаях изготовление титановых деталей может производиться штамповкой с нагревом заготовки. Этот процесс целесообразно вести на листоштамповочных молотах с применением жестких штампов или контейнеров с эластичной средой [13].

Детали из сплавов OT4, BT6C, BT14, BT20 и др. рационально изготавливать изотермической штамповкой в керамических штампах на универсальных прессах. Однако их габариты ограничиваются размерами 500×500 мм.

Штамповкой только с нагревом заготовки можно изготавливать детали типа нервюр из нержавеющей сталей толщиной $s \geq 1,5$ мм при $\sigma_s \leq 900$ МПа, $\delta \leq 15\%$.

При штамповке с нагревом эффективно использовать высокоскоростное оборудование, обеспечивающее большое давление и кратковременность контакта нагретой заготовки с холодной оснасткой. Размеры столов этого оборудования определяют наибольшие габаритные размеры штампуемых деталей.

Применение технологического нагрева значительно увеличивает цикл обработки, усложняет оснастку, повышает себестоимость деталей, а значит снижает показатели технологичности.

С позиций технологичности конструкция нервюр, диафрагм, листовых профилей и других подобных деталей должна удовлетворять требованиям:

размещение отбортовок и элементов жесткости выполнять в соответствии с чертежом (см. рис.2.26). Минимальные размеры перемычек c , ℓ до края конструктивных элементов назначать по ГОСТ 17041-71 в зависимости от их параметров: $c \approx R + 5s \approx R + h$ (сеч.Б – Б); $b \geq R$ (сеч.Г – Г) и т.п.;

расстояние A между конструктивными элементами (между отбортовками) детали принимать согласно ГОСТ 17040-71 с учетом их наибольших параметров;

ненормализованные отбортовки (см. сеч. В – В, рис.2.26) проектировать в соответствии с ГОСТ 17040-71, принимая высоту (глубину) h угловых участков с радиусом r одинаковой с высотой соответствующей круглой отбортовки диаметром $D = 2r$;

избегать при проектировании использования на детали бортов и отбортовок в разные стороны, (рис.2.27,а; сеч. Д – Д, рис.2.26), так как при этом при штамповке потребуются дополнительные операции;

высота уступа h на стенке нервюры (подсечка стенки) не должна превышать $\sim 1/3h_s$ (высоты борта) в зоне уступа, при $\alpha \leq 35^\circ$ $h \leq h_s/3$;

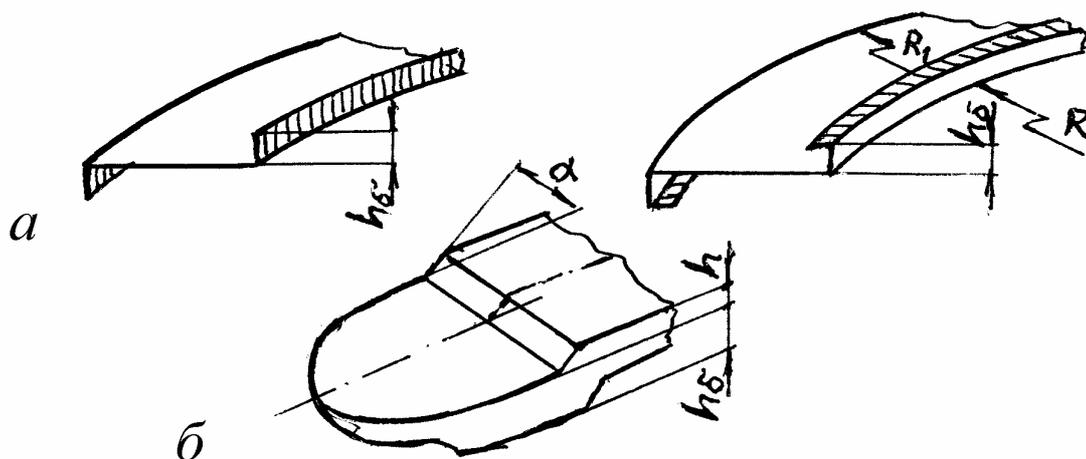


Рис.2.27. Нетехнологичные детали типа нервюр: а – с бортами в разные стороны; б – с подсечкой стенки

при проектировании нервюр принимать схемы их размещения, обеспечивающие угол малки борта в носке нервюры $\beta \geq 0^\circ$ (открытая малка), что уменьшает трудоемкость изготовления детали и оснастки (рис.2.28,а);

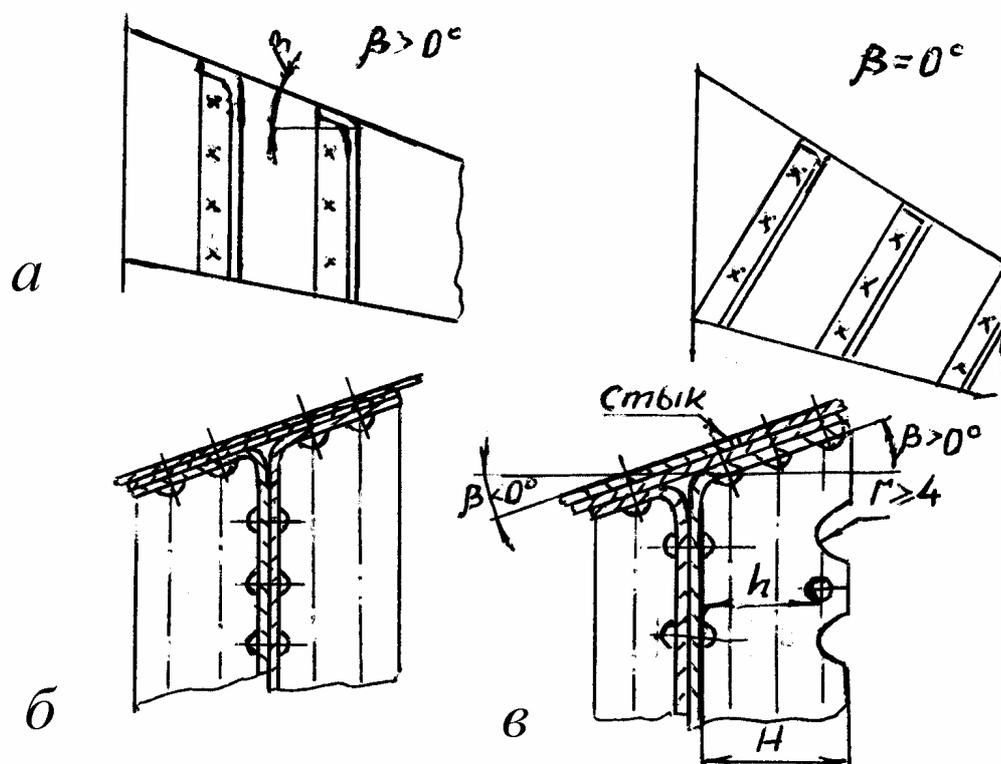


Рис.2.28. Требования технологичности при проектировании нервюр: а – технологичные схемы размещения нервюр; б – нетехнологичная составная нервюра; в - технологичная составная нервюра

проектирование составных нервюр по стыку обшивок с четырехрядным заклепочным швом в носке крыла или оперения при $\beta > 20^\circ$ вести по схеме рис.2.28,в. Если трехрядный шов увеличивает степень вытяжки выше рекомендуемых значений, то необходимо ввести в конструкцию борта разрезные фестоны (подобно представленным на рис.2.9,а. При этом h – расчетная высота борта.

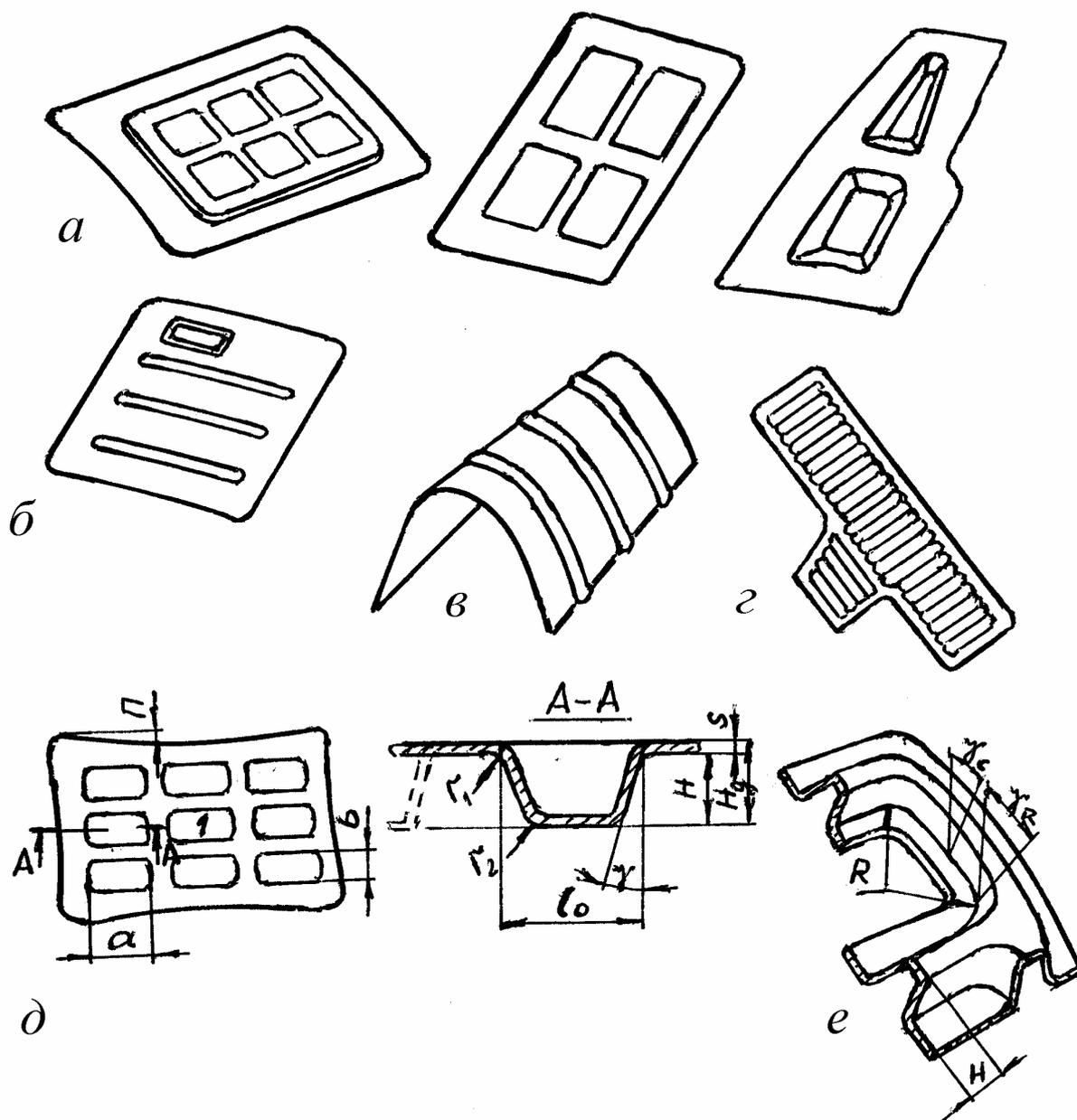


Рис. 2.29. Типы жесткостей и их параметры: а – элементы дверей, люков; б – части перегородок, полов; в – части обшивок; г – детали силового каркаса; д – параметры выдавок размерами $a \times b$; е – вид выдавок в аксонометрическом изображении

По конструктивному назначению отштампованные детали могут быть высокой, средней и низкой точности (табл.2.32). Детали, определяющие форму аэродинамической поверхности (нервюры, носки и хвостики нервюр, диафрагмы, шпангоуты), должны иметь борта высокой точности.

Таблица 2.32. Отклонения по радиусам сопряжения штампованных деталей

мм			
Радиус сопряжения	Отклонения	Радиус сопряжения	Отклонения
1-3	±0,5	15-25	±3,0
3-6	±1,0	25-30	±4,0
6-15	±2,0	свыше 30	±5,0

Детали, не крепящиеся к каркасу планера, например, окантовки люков, детали с отверстиями облегчения, должны иметь борта низкой точности.

Точность изготовления нервюр из алюминиевых сплавов может быть в пределах 10 – 12 кл.

2.5.3. Требования технологичности при проектировании жесткостей и окантовок

Детали из листа (плоские, одинарной или двойной кривизны), на поверхности которых имеются для повышения устойчивости (жесткости) определенного участка или узла изделия выдавки (прямоугольные или квадратные), либо совокупность рифтов, **называют жесткостями**.

Иногда жесткости являются частью обшивки, деталями силового каркаса, элементами конструкции перегородок и полов, дверей либо транспортных и других люков (рис.2.29).

Количество деталей типа жесткостей на многих ЛА оказываются значительным, причем, весьма разнообразной конструкции, а потому вопросам технологичности при их проектировании необходимо уделять должное внимание. Изготовление жесткости может осуществляться:

штамповкой гидроэластичной средой на прессах типа П5054;

электрогидравлической штамповкой на прессах ПЭГ и установках УЭГП-150 (табл.2.33);

Таблица 2.33

Модель прессы	Размеры детали (длина×ширина), мм
ПЭГ-25	500×500
ПЭГ-100Н	1550×1150
ПЭГ-60М	1150×950
ПЭГ-150	1800×1300

штамповкой взрывом в установках бассейного типа;

штамповкой на листоштамповочных молотах в жестких штампах либо эластичной средой, в том числе с нагревом заготовки;

изотермической штамповкой в керамических штампах на универсальных прессах.

Жесткости из алюминиевых сплавов целесообразно формировать на оснастке (из балинита, дельтадревесины) с давлением деформирующей среды до 100 МПа.

На прессах моделей ПЭГ возможно осуществлять групповую штамповку, при этом обеспечиваются высокий уровень механизации работ и наименьшая трудоемкость изготовления. Рабочие давления от 60 до 100 МПа.

Геометрические размеры штампуемых участков (выдавок) следует проектировать с учетом относительного удлинения материала заготовки. При изготовлении жесткостей на листоштамповочных молотах (трудоемкость в 1,3–1,5 раза выше, чем при штамповке на ПЭГ) для выдавок, штампуемых с частичным перемещением фланца заготовки (рис.2.29, д) принимать:

$$\delta = \frac{\ell - \ell_0}{\ell_0} \leq \varepsilon, \quad (2.14)$$

где δ – среднее относительное удлинения заготовки на базе ℓ_0 выдавки;

ε – полное относительное удлинение материала при испытаниях на растяжение.

Для выдавок, штампуемых с защепленным фланцем, как это имеет место для средней выдавки №1, принимать:

$$\delta = \frac{\ell - \ell_0}{\ell_0} \leq 0,75\varepsilon. \quad (2.15)$$

При этом необходимо увеличить на 30 – 40% R и γ по сравнению с параметрами R и γ остальных выдавок.

Стенки выдавок по размерам a , b проектировать с минимальным уклоном $\gamma = 15^\circ$. В углах выдавок при радиусах сопряжения $R < 1,5H$ назначать уклон $\gamma_R > \gamma_C$ до 22° (рис.2.29, е).

Наибольшую глубину выдавки H для материалов Д16М, Д19М, В95М, АМгбМ и им подобным толщиной $s = 0,6 - 1,0$ мм назначать не более $(0,12 - 0,14)b$, а толщиной $s = 1,2 - 2,0$ мм $H \leq (0,15 - 0,17)b$, где b – меньшая сторона прямоугольной выдавки размерами $a \times b$ или наименьший размер в плане (рис.2.30, а). Ширину перемычек t между выдавками выполнять как указано на рис.2.30, б; значения радиуса $r_1 \geq 0,3H$, радиуса $r_2 \geq 6s$.

Штамповка жесткостей резиной позволяет уменьшать трудоемкость в 1,5 – 2,0 раза по сравнению с их изготовлением на листоштамповочных молотах, при этом частичного перемещения фланца не происходит, поэтому заданный рельеф выдавок получают с предварительным набором материала, чаще всего за два перехода.

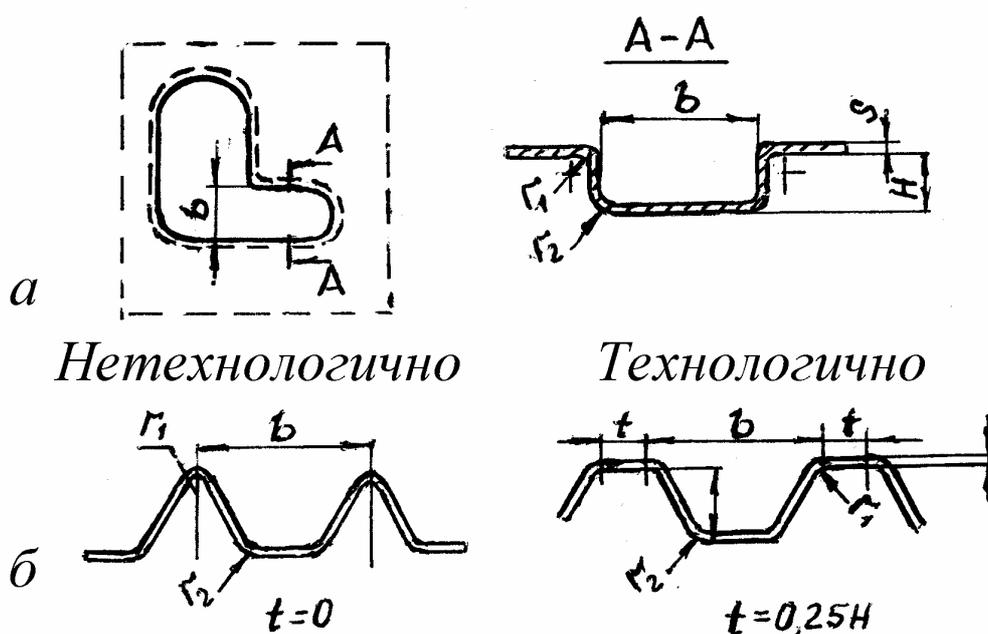


Рис.2.30. Параметры технологичности при выполнении выдавок в жесткостях:
 а – параметры выдавок со сложным контуром; б – технологичные и нетехнологичные жесткости

Технологические возможности штамповки резиной жесткостей с выдавками прямоугольной формы в плане при $R \geq H$ и уклоне $\gamma = 8-12^\circ$ можно приближенно определить:

$$\delta \approx 1 - \frac{R}{R + H - C}, \quad (2.16)$$

где R – угловой радиус выдавки в плане;

$$C = 0,5(r_1 + r_2);$$

$\delta = \varepsilon$ – для однопереходной штамповки (без предварительного набора материала);

$\delta = 2\varepsilon$ – для штамповки с набором материала (ε – равномерное удлинение материала при одноосном растяжении).

Из титановых сплавов ВТ1-0, ОТ4-1, ОТ4 и им подобным по пластичности указанными выше способами можно получить жесткости только с неглубокими прямыми рифтами или криволинейными с плавным их изгибом при точности контура не выше 12 клв.

Из менее пластичных титановых сплавов ВТ6С, ВТ14 и др. можно получить жесткости с нагревом заготовки в жестких штампах или гидроэластичной средой.

Из высокопрочного титанового сплава ВТ20 жесткости возможно получить изотермической штамповкой в керамических штампах. Геометрия и размеры таких выдавок жесткостей могут соответствовать геометрии и размерам для дюралевых деталей.

Конструктор при проектировании жесткостей, выборе габаритных размеров детали в соответствии с возможностями различных методов их изготовления обязан стремиться повысить, или хотя бы сохранить, экономические показатели при обеспечении показателей точности. В табл. 2.34 приведены сравнительные экономические данные для такой оценки.

Таблица 2.34. Сравнительные экономические показатели штамповки жесткости различными методами

Метод изготовления и оборудование	Точность, квалитет	Условная трудоемкость	Цикл изготовления	Стоимость комплекта оснастки
Холодная штамповка на электрогидравлических прессах	10	1	1	1
Холодная штамповка на листоштамповочных молотах (МЛ)	14	5	10	3
Штамповка на МЛ с нагревом заготовки	14	1	5	2
Изотермическая штамповка в керамических штампах	9	1	0,5	10

Детали из листа, предназначенные для увеличения жесткости проемов дверей, окон, транспортных и другого назначения люков, называются **окантовками**. Их жесткость обеспечивают рифты.

Сечение окантовок может быть коробчатой, сфероидальной формы и других видов (рис.2.31), при этом рифты имеют замкнутую форму.

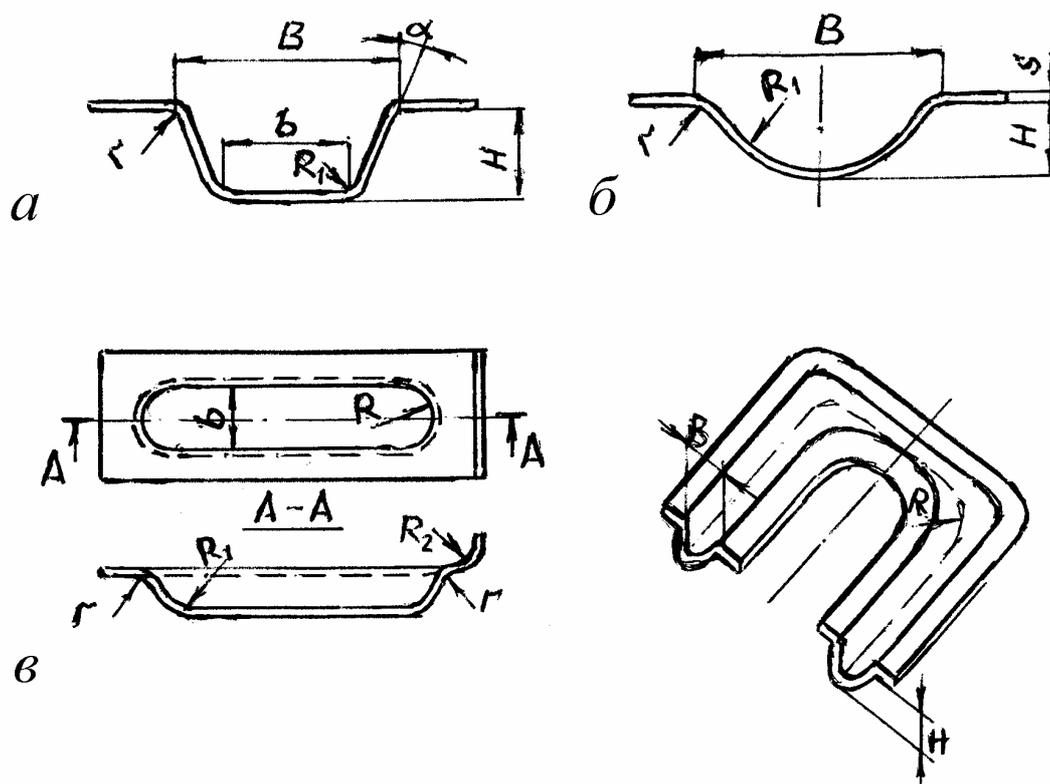


Рис.2.31. Сечения окантовок и их параметры

При штамповке формообразование сечения происходит за счет перемещения материала с фланцевой части и утонения материала. Представленные (см. рис.2.31) параметры сечения являются определяющими для оценки технологичности деталей типа окантовок.

Проектирование окантовок следует вести так, чтобы их формообразование можно было осуществить за один переход. Такие окантовки будут технологичными. Радиус сопряжения R дна и стенки следует выбирать в зависимости от глубины H и угла наклона стенки α^0 . Зависимость данных параметров представлена на графике (рис.2.32) при $\alpha < 28^0$ и соотношении $H/B \leq 0,1$. При $\alpha > 28^0$ R стремится к нулю.

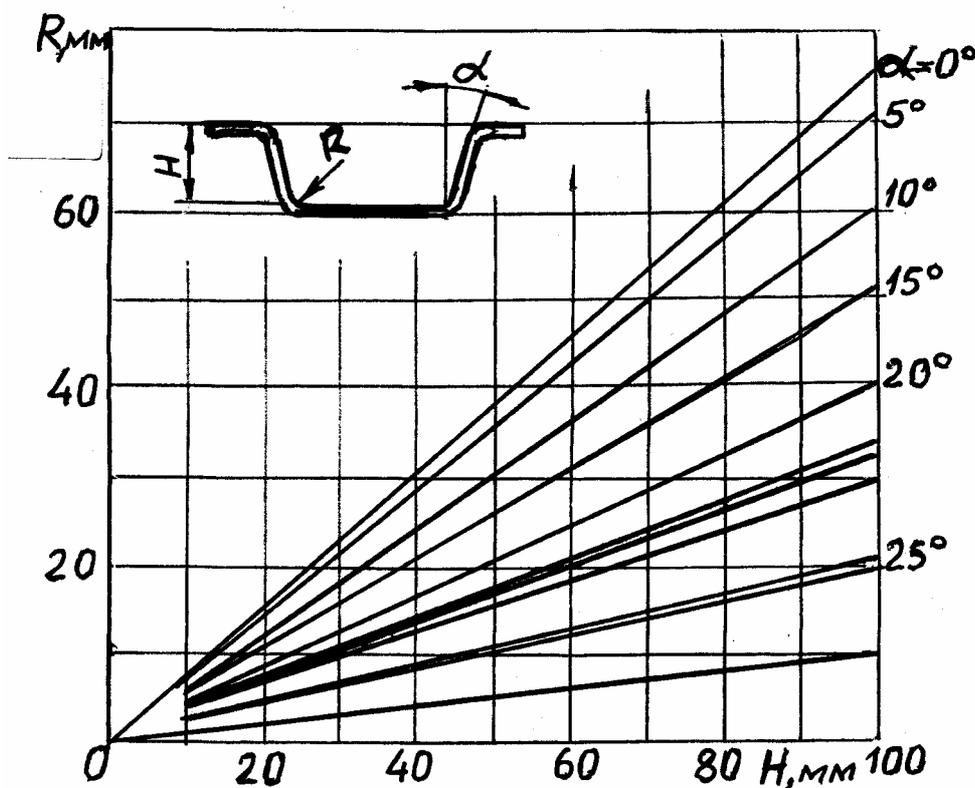


Рис.2.32. Взаимосвязь основных параметров окантовок

Как и жесткости формообразование окантовки можно проводить гидроэластичными средами по формоблокам, электрогидравлической штамповкой на прессах ПЭГ, на гидродинамических молотах МЛГ, а также в жестких штампах на листоштамповочных молотах МЛ.

При формообразовании окантовок указанными методами наибольшее утонение, не превышающее 22%, имеет место в зоне сопряжения по радиусам R, r при соблюдении соотношений $H/B \leq 0,1$ и $H_1/B_1 \leq 0,3$, где H/B характеризует степень деформации в начальный период формообразования, а H_1/B_1 - в конце процесса, когда уже оформлен рельеф всей детали (рис.2.33,а).

На графиках (рис.2.33) представлена зависимость предельной толщины s и минимального радиуса кривизны R для различных материалов при электрогидравлической штамповке на прессах ПЭГ.

Удовлетворение представленным соотношениям обеспечивает точность деталей в пределах 9-10 кл. и шероховатость поверхности $R_z 20$.

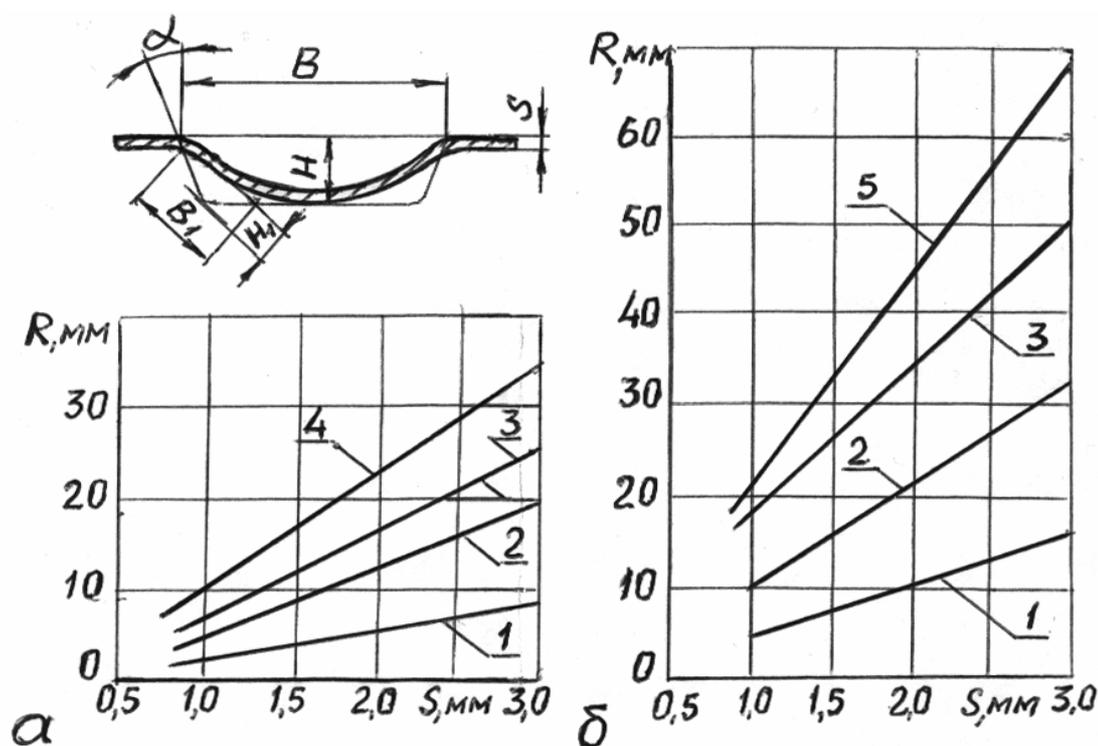


Рис.2.33. Графическая зависимость параметров окантовок при формообразовании на прессах ПЭГ для различных материалов: а – для цилиндрической формы; б – для сферической пуклевки. 1 – $\sigma_s = 300$ МПа; 2 – $\sigma_s = 600$ МПа; 3 – $\sigma_s = 900$ МПа; 4 – $\sigma_s = 1100$ МПа; 5 – $\sigma_s = 1200$ МПа

3. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

3.1. Применение в конструкциях авиакосмической техники деталей из полимерных композиционных материалов и общие рекомендации по их технологичности

В изделиях ЗАО «Авиастар-СП» Ан-124, Ту-204, как и в других современных ЛА, достаточно широко используются полимерные композиционные материалы (ПКМ). Рулевые поверхности управления, законцовки, съемные панели крыла и оперения, хвостовые и залонжеронные части несущих поверхностей целесообразно изготавливать из ПКМ, так как при этом создается возможность повысить ресурс и надежность планера, а также снизить массу конструкций. Применение ПКМ резко уменьшает число входящих в сборочный узел деталей по сравнению с клепаными; сокращает число конструктивных и технологических разъемов; не приводит к возникновению концентрации напряжений в стыке и позволяет получать прочность соединения, равную прочности основных элементов; получать наиболее гладкие поверхности; не вызывает структурных изменений в соединяемых материалах и т.п. [22].

В состав полимерных композиционных материалов входят высокопрочные и высокомодульные волокна и полимерные связующие. Усредненные физико-механические характеристики ПКМ в сравнении с применяемыми в авиационных конструкциях металлами приведены в табл.3.1.

Таблица 3.1 Сравнительная характеристика ПКМ и металлов
/усредненные значения/

Материал	Плотность, ρ , кг/м ³	Прочность, σ_0 , МПа	Модуль упругости, E , ГПа
Углепластик	1500	1200	170
Боропластик	2000	1200	270
Органопластик	1300	2000	95
Стеклопластик	2000	2000	70
Алюминиевые сплавы	2700	600	70
Титановые сплавы	4500	1100	110
Стали	7800	2100	200

Применение ПКМ позволяет значительно повысить удельные прочность и жесткость по сравнению с традиционно применяемыми металлами. Так органопластик по удельной прочности при растяжении превосходит алюминиевые сплавы более, чем в шесть раз, а боропластик и углепластик по удельной жесткости более четырех раз.

Наибольшее распространение получили стеклопластики благодаря высокой удельной прочности, но их малая удельная жесткость не позволяет это применение расширить. Поиски волокон с высокими прочностными и жесткостными характеристиками привели к разработке углеродных и борных волокон с одина-

правленной укладкой и разными углами между направлениями их укладки. Отработанные способы склеивания, формования и намотки позволили создать многослойные конструкции, состоящие из материалов с различными свойствами, при этом обеспечивается лучшее сочетание характеристик.

Внешний слой-обшивка является основным рабочим элементом конструкции и изготавливается из высокопрочных материалов, внутренний слой-заполнитель играет роль жесткого элемента и изготавливается обычно в виде ячеистой конструкции, например, сотового заполнителя [22]. Применение таких конструкций дает возможность ограничиваться наружным слоем малой толщины, не более 1 мм. По сравнению с клепаной конструкцией, это позволяет снизить массу агрегатов (рис.3.1), где стоимость приведена без учета всей последующей индексации цен.

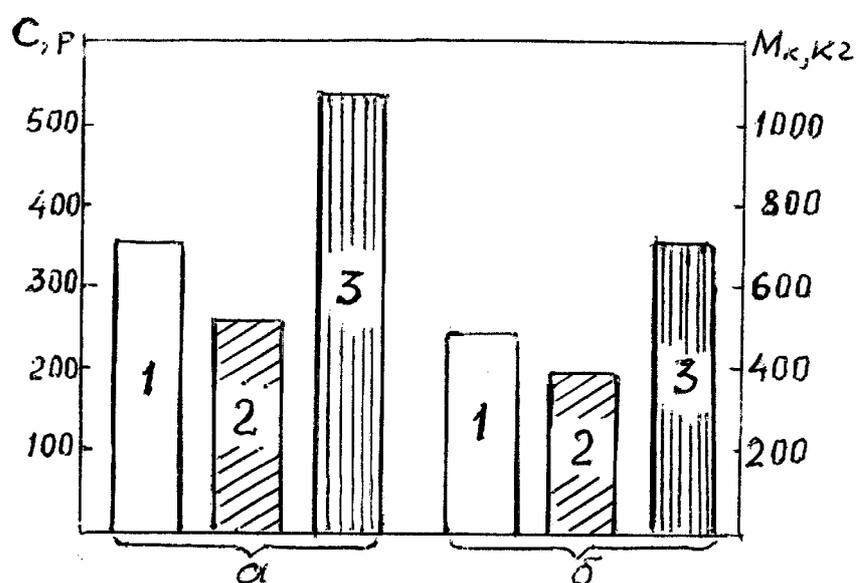


Рис.3.1. Относительное сравнение стоимости C и массы M_k различных вариантов конструкций планера: а – из алюминиевых сплавов; б – конструкция интегральная; 1 – стоимость материалов; 2 – стоимость изготовления; 3 – масса конструкции

Высокий модуль упругости и высокая удельная прочность обеспечивают ПКМ преимущества при эксплуатации ЛА в условиях сложного нагружения. Однако эти преимущества в полной мере могут быть использованы при условии их оптимального сочетания с элементами металлической конструкции (интегральные конструкции).

Интегральные конструкции могут обеспечить существенное снижение массы с одновременным повышением жесткости, прочности и технологичности. При использовании ПКМ для подкрепления основных силовых элементов масса фюзеляжа может быть снижена на 20%, масса крыла – на 15 – 20%, масса оперения – на 10 – 15% и т.д. В работе [22] приводится ряд интегральных конструкций: упрочненных протягиванием ПКМ, склеенных смолами, склеенных клеями (рис.3.2).

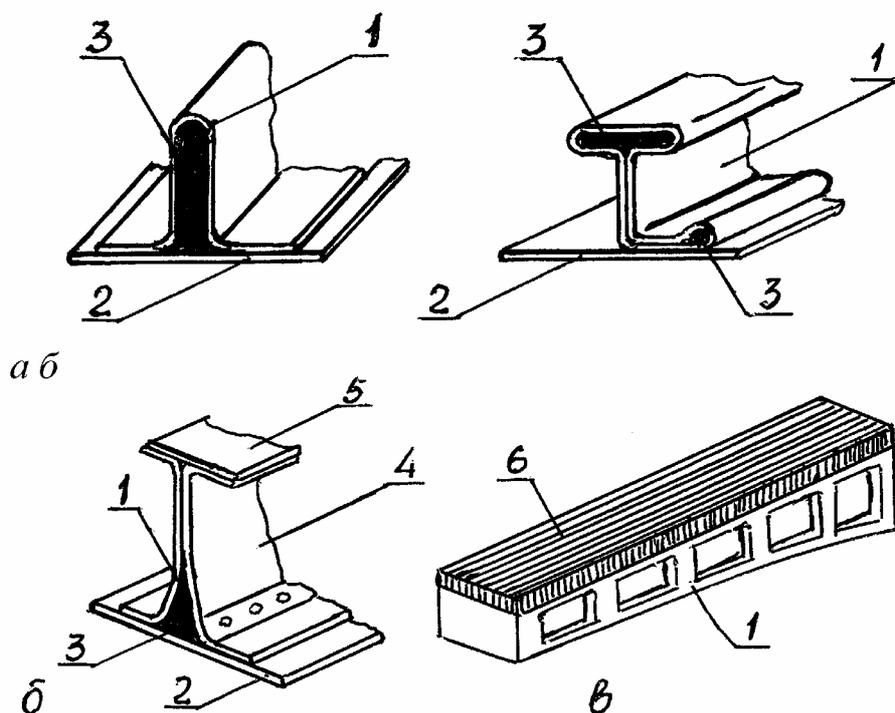


Рис.3.2. Интегральные конструкции, выполненные по различным технологиям: а – упрочненные протягиванием ПКМ; б – склеенные смолами; в – склеенные клеями. 1 – металлический профиль; 2 – обшивка; 3 – наполнитель из ПКМ; 4 – стенка лонжерона; 5 – накладка; 6 – накладка силовая из ПКМ

Примерами сочетания конструкций из ПКМ и металлов являются три типа элементов жесткости, предложенных и исследованных по согласованию с ЦАГИ (рис.3.3).

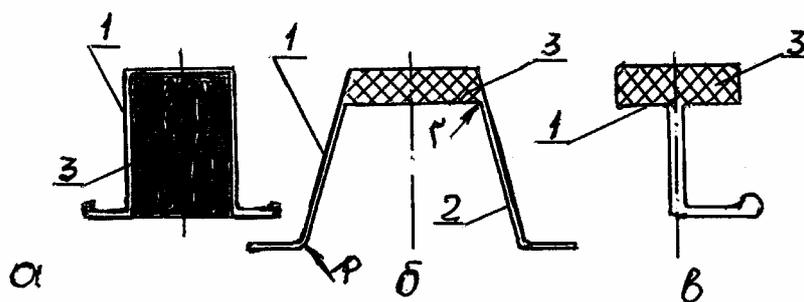


Рис.3.3. Сечения исследованных комбинированных элементов жесткости: а – типа желоб с открытой поверхностью наполнителя; б – типа стрингера с двойными стенками; в – с замкнутым металлическим контуром. 1 – внешний металлический профиль; 2 – внутренний профиль; 3 – наполнитель угле-боропластиковый

Для увеличения несущей способности подобных жесткостей необходимо улучшить качество клеев и увеличить площадь контакта клеевого слоя с металлическими частями конструкции. Чтобы контакт был полным, необходимо металлические элементы конструкции изготавливать с минимальными радиусами по зонам

сгиба r и R , обеспечить отрицательное пружинение по угламгиба, устранить растягивающие напряжения в клеевом слое.

Плотный контакт неметаллического заполнителя с металлической конструкцией обеспечивался подбором размеров поперечного сечения и последующим деформированием металлического элемента вокруг вложенного в него заполнителя [23].

Более целесообразно использовать заполнитель полностью отработанный (полимеризованный и механически обработанный), что позволяет применять клеи холодного отверждения вне зависимости от свойств связующего.

Для авиакосмической техники и тяжелых гражданских самолетов представляет интерес исследованная жесткость стрингерного типа, состоящая из двух профилей внешнего 1 и внутреннего 2 (рис.3.3,б), выполненных в условиях стесненного изгиба из материала Д16 АТ толщиной 0,6 и 0,8 мм и заполнителя 3 из угле- или боропластика.

Отработав технологически с использованием имитирующего заполнителя профили 1,2 в штампе, разъединив их, подготовив контактирующие поверхности под склеивание [24], выполнив сборку с армирующим заполнителем, получаем профиль повышенной жесткости. Чем больший объем имеет армирующий заполнитель, тем выше модуль упругости E у полученной комбинированной жесткости.

Механические испытания экспериментальных панелей, изготовленных с жесткостями согласно рис.3.3 показали, что потеря их несущей способности наступала после разрушения армирующего материала. После потери устойчивости обшивкой панель продолжала работать. На графиках (рис.3.4) представлены усредненные значения механических испытаний таких панелей. При этом армированные панели имели значения разрушающих напряжений в два раза с лишним выше, чем обшивка, подкрепленная неармированными профилями (график 4).

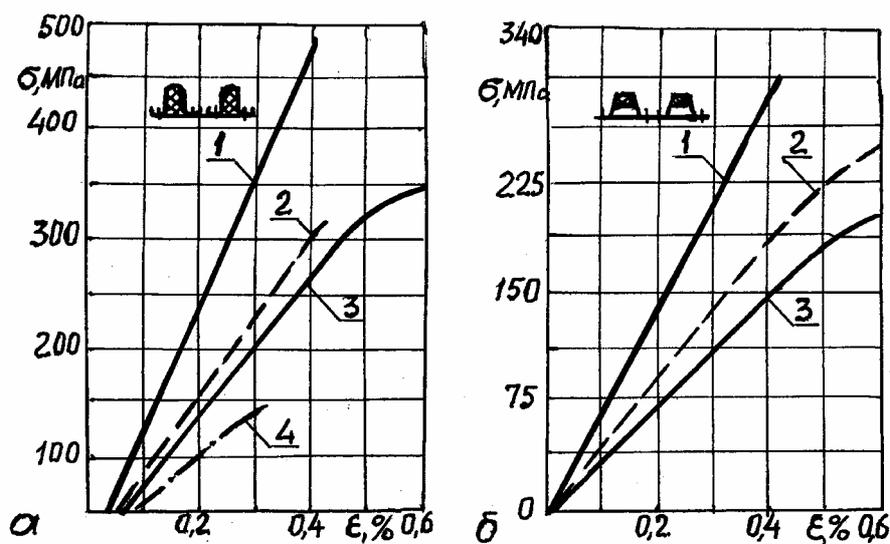


Рис.3.4. Результаты механических испытаний экспериментальных панелей : а – с профилями типа желоб; б – с профилями стрингерного типа. 1 – диаграмма деформирования углепластика; 2 – комбинированная панель с углепластиковым заполнителем; 3 – металлическая панель; 4 – панель с неармированными профилями

Примерно на 20% выше у армированных панелей оказался и модуль упругости E : панели варианта «а» имели $E = 81$ ГПа, варианта «б» - $E = 67$ ГПа.

Результаты испытаний экспериментальных панелей на сжатие с профилями, армированными боропластиком, представлены на рис.3.5.

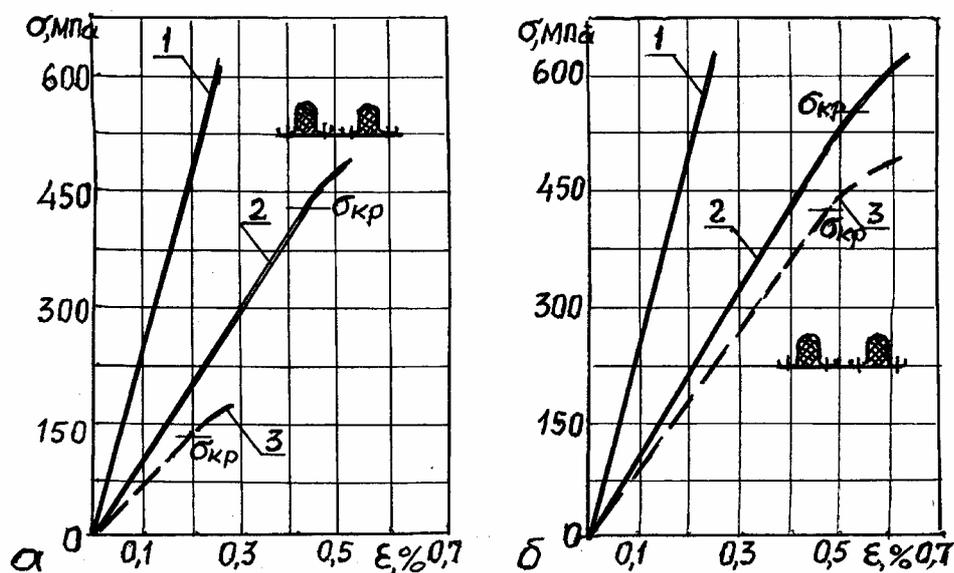


Рис.3.5. Результаты испытаний на местную потерю устойчивости экспериментальных панелей: а – с профилями из Д16АТ, армированных боропластиком; б – с профилями из титанового сплава ОТ4. 1 – боропластик; 2 – комбинированная панель; 3 – металлическая панель

Панели с профилями из Д16АТ (вариант «а») имели $\sigma_{кр}$ в три раза выше, чем такие же неармированные панели, а модуль упругости был повышен на 47% (соответственно 100 и 68 ГПа). Для панелей из ОТ4 (вариант «б») разрушающие нагрузки были повышены на 28%, а модуль упругости на 14% ($E_a = 106$ ГПа, $E_m = 93$ ГПа).

Проведенные расчеты показали, что при замене цельнометаллической конструкции на армированные ПКМ возможно получить выигрыш по массе от 15 до 30%, что решает проблемы, прежде всего, эксплуатационной технологичности.

Примерами типовых конструкций с применением ПКМ могут служить створки шасси и интерцептор самолета ТУ-204 (рис.3.6).

Однако с позиций технологичности, многие изделия из ПКМ современное авиастроение удовлетворить не могут. Так значительные преимущества перед существующим имеет интерцептор интегральной конструкции (рис.3.7), в котором нижняя обшивка выполнена в виде чашки для установки в нее сотоблока. При этом уменьшается количество деталей, меньше затраты на изготовление деталей и оснастки; обеспечиваются более высокое качество склеивания, особенно по периметру, высокая герметичность и влагостойкость; снижается масса конструкции и повышается ресурс.

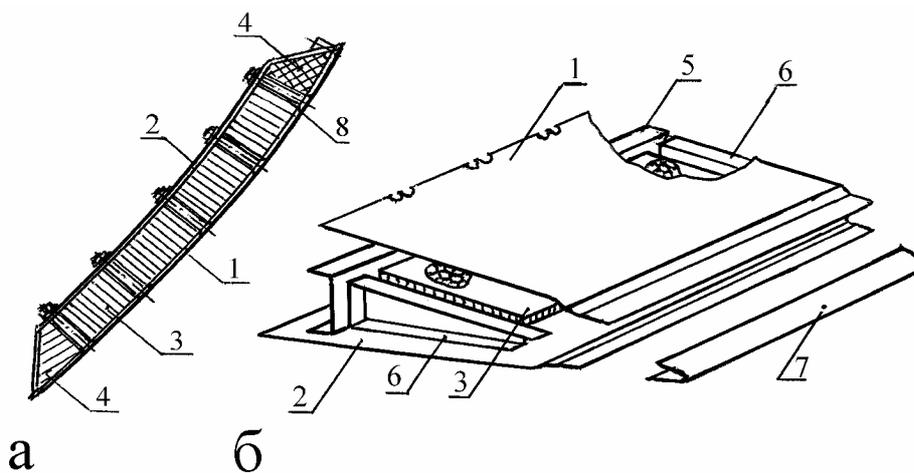


Рис.3.6. Изделия с применением ПКМ в конструкции самолета Ту-204: а – створка ниши передней опоры шасси; б – интерцептор. 1 – наружная (верхняя) обшивка; 2 – внутренняя (нижняя) обшивка; 3 – наполнитель из сотоблоков; 4 – вкладыш полиуретановый; 5 – лонжерон; 6 – диафрагма; 7 – законцовка; 8 – втулки титановые

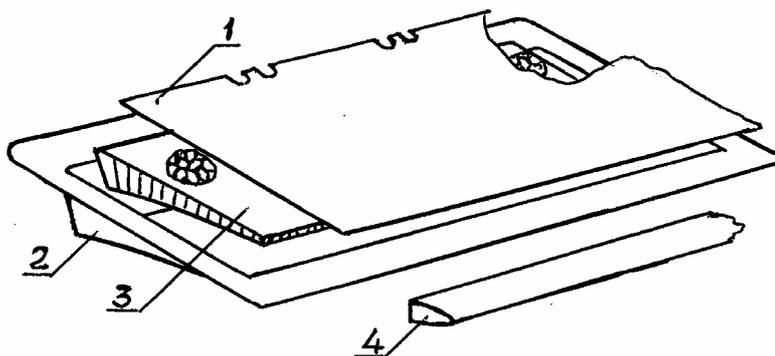


Рис.3.7. Интерцептор интегральной конструкции: 1 – обшивка верхняя; 2 – чашка; 3 – сотоблок; 4 – законцовка

Предприятия совместно с научно-исследовательскими институтами и техническими вузами постоянно ведут работу по созданию интегральных конструкций, повышая их технологичность. Казалось бы, незначительные изменения введены в конструкцию сотовых агрегатов из композиционных материалов, однако получаем высокие показатели технологичности. Нетехнологичная конструкция (рис.3.8,а) имеет следующие недостатки:

невозможно обеспечить четкое сопряжение обшивки, лонжерона и сот; неизбежны зазоры, некачественное клеевое соединение в зоне обшивка-лонжерон; пониженная влагостойкость;

ненадежное крепление законцовки с применением клея холодного отверждения; искажение теоретического контура в районе законцовки; коробление обшивки из-за резкого перепада ее толщины; удлинение цикла сборки.

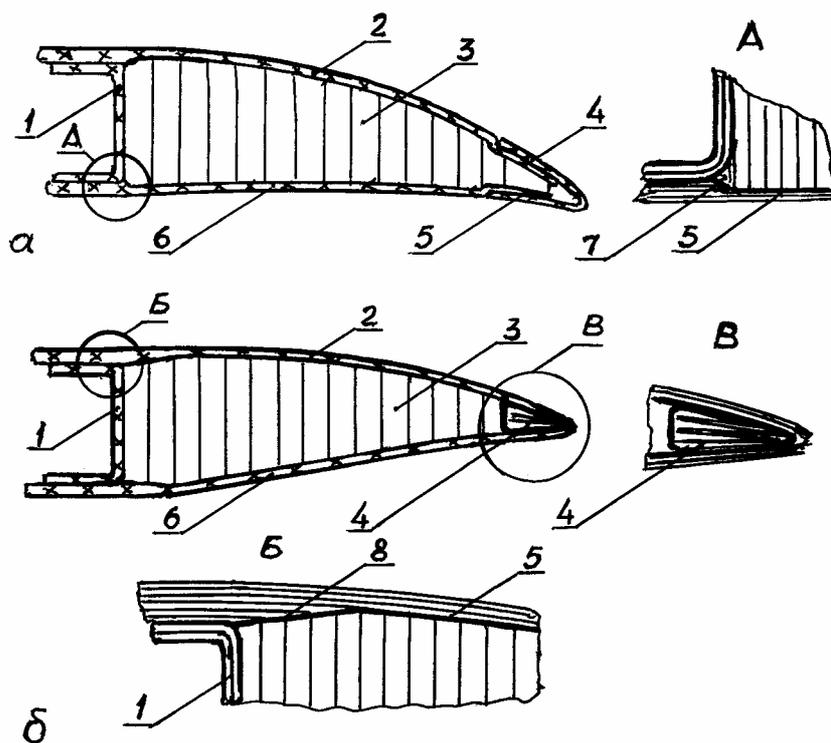


Рис.3.8. Сравнение технологичной и нетехнологичной конструкций сотовых агрегатов из КМ: а – конструкция нетехнологичная; б – конструкция технологичная. 1 – лонжерон; 2 – обшивка верхняя; 3 – сотоблок; 4 – законцовка; 5 – клеевая пленка; 6 – обшивка нижняя; 7 – зазор; 8 – скос сотоблока

Выполненное в существующих конструкциях ступенькой усиление обшивки в зоне лонжерона, выступание сотоблока над лонжероном приводит к появлению в зоне стыка зазора, что непременно снижает их работоспособность.

Если подавать на сборку отдельно отформованную законцовку 4 (см.рис.3.8,б), произвести механическую обработку сотоблока 3, обеспечивая плавный переход к поверхности полки лонжерона за счет скоса сот 8, удастся ликвидировать большинство выше отмеченных недостатков, заметно сократить цикл сборки и трудоемкость изготовления. Такую конструкцию можно считать технологичной. Лонжерон 1 и обшивки 2, 6 могут быть клееными многослойной конструкции, как в приведенных конструкциях, а также металлическими.

Представленные на рис.2.6, 3.7, 3.8 конструкции относятся к трехслойным. Такие конструкции обладают целым рядом достоинств, важнейшими из которых являются высокие характеристики устойчивости несущих слоев и значительная жесткость на изгиб [25].

Впервые трехслойная конструкция была применена в 1845 г. английским инженером Р. Стефенсоном при строительстве железнодорожного моста. В отечественном машиностроении первые исследования по выбору параметров трехслойной конструкции выполнены С. И. Зоншайном в 1928 г. В 40-х годах прошлого столетия трехслойные панели стали применяться в конструкциях самолетов. Первые силовые трехслойные панели с металлическими несущими обшивками и сотовым наполнителем были изготовлены в 1944 г.

В сотовых конструкциях существует тесная связь между применяемыми материалами и технологией изготовления. Каждому конкретному технологическому типу сотовой панели (клееной, паяной или сварной) соответствуют определенные группы материалов для несущих обшивок, заполнителя и соединения (клей, припой), обеспечивающие заданную работоспособность конструкции. Вопросы оценки работоспособности сотовых конструкций находятся за пределами оценки их технологичности, рассматриваемой в данной главе, для чего следует обратиться к работе [25] и другой специальной литературе.

Проектирование конструкций из ПКМ с заданным ресурсом в условиях воздействия переменных нагрузок, что характерно для авиакосмической техники, является очень сложным процессом из-за большого числа факторов, влияющих на прочность конструкций : анизотропность материала, связанная с ориентацией волокон в конструкции, более широкий разброс физико-механических характеристик деталей по сравнению с металлическими из-за того, что изготовление материала и формообразование детали происходит одновременно и т.д. Так, например, для расчета характеристик многослойных ПКМ необходимо знать характеристики однонаправленного материала (слоя) :

пределы прочности при растяжении и сжатии в продольном и поперечном направлениях;

модуль упругости в продольном и поперечном направлениях;

предел прочности и модуль сдвига в плоскости слоя;

коэффициент Пуассона.

Целесообразно проектировать элементы конструкций из ПКМ при комбинированном нагружении не менее, чем трехслойными, когда будет использоваться совокупность механических свойств при разной ориентации волокон. Слой с ориентацией 0^0 (относительно оси действия нагрузки) дает ПКМ высокие механические характеристики в направлении волокон оси X; слой с ориентацией в перпендикулярном направлении позволяет использовать механические свойства волокон в направлении оси Y; слой с ориентацией $\pm 45^0$ увеличивает характеристики сдвига в плоскости XOY.

Многообразие технологических процессов изготовления конструкций из ПКМ, возможность отклонения параметров технологии от заданных приводят к разбросу механических свойств готовой продукции, нередко к появлению микро- и макродефектов как в поверхностном слое, так и в целом в конструкции. Происходит адсорбирование в трещинах и порах влаги, а при циклическом воздействии влаги трещины развиваются и прочность конструкций может снизиться значительно.

При анализе, например, процессов разрушения образцов из органопластика было установлено, что при растяжении однонаправленного материала в направлении армирования наблюдается разделение волокон на отдельные единицы-фибриллы, что ясно приводит к потере несущей способности. Причем, неоднородность связующего в ПКМ приводит к неравнозначному напряженному состоянию отдельных частей органического волокна и на границе этих частей возника-

ют сдвиговые напряжения. В дальнейшем происходит прорастание межфибриллярных трещин в направлении действующей нагрузки и расщепление композита.

Конструктор при проектировании деталей и изделий из ПКМ должен в большей мере привлекать технолога, чем при разработке металлических конструкций, для оценки технологичности.

Можно выделить следующие общие рекомендации по технологичности деталей из полимерных композиционных материалов [4].

1. Конструкция деталей из ПКМ должна обеспечивать:

возможность снятия отформованных деталей с технологической оснастки (пуансонов, матриц, оправок), для чего необходимо предусмотреть прессовые уклоны или конусность деталей; учесть термические коэффициенты изменения размеров оснастки и отверждаемого пакета;

возможность применения наиболее простой по форме оснастки, для чего поверхности детали должны быть простыми по конфигурации, а число плоскостей разъема – наименьшим.

2. Для обеспечения однородной усадки, устранения коробления и перекосов детали сечения не должны иметь резких переходов по толщине и больших утолщений.

3. При конструировании деталей чистовые размеры задавать с учетом изменения размеров набранного пакета после его формования.

4. Предусматривать при проектировании технологической оснастки технологические припуски:

для проверки качества материала изготавливаемой детали с использованием образца-свидетеля;

для обеспечения возможности намотки изделия по геодезическим линиям.

5. Поверхности форм, оправок, оформляющие контур изготавливаемой детали, должны иметь шероховатость не более Ra 1,25.

6. При проектировании деталей и оправок для набора пакета методом геодезической намотки из предварительно пропитанных связующим лент необходимо учитывать, что угол намотки определяется соотношением $\sin \varphi = r_0 / r$, где φ – угол намотки однонаправленной ленты к образующей оправки; r_0 – радиус полярного отверстия оправки (радиус цапф оправки; r – текущий радиус намотки.

3.2. Особенности изготовления изделий из ПКМ

Более широкому применению деталей и агрегатов авиакосмической техники из ПКМ способствовали успехи, достигнутые в области конструирования и технологии их изготовления, создание специального оборудования, появление новых марок синтетических смол, расширяющих ассортимент армирующих материалов, а также стеклопластиков с заданными свойствами.

С разработкой новых марок эпоксидных смол открылась возможность в создании углепластиков конструкционного назначения.

Стеклопластики, органоволокниты, угле- и баропластики используются как самостоятельный конструкционный материал, так и в слоистых конструкциях в сочетании с сотовым, пенопластовым, трикотажным наполнителем для повыше-

ния жесткости, прочности и ударной вязкости. Эти материалы применяются в сочетании с углеродными и органическими волокнами.

В настоящее время все отечественные ОКБ не могут ограничиться имеющимися разработками в области использования ПКМ и совместно с авиапредприятиями и НИИ ведут, несмотря на создавшиеся финансово-экономические трудности, работу по разрешению многих проблем оптимизации параметров конструкции ЛА и технологии изготовления. Применение ПКМ хорошо демонстрирует самолет Ту-204, в конструкции которого используется композитов 3900 кг, что составляет 14% массы планера (рис.3.9).

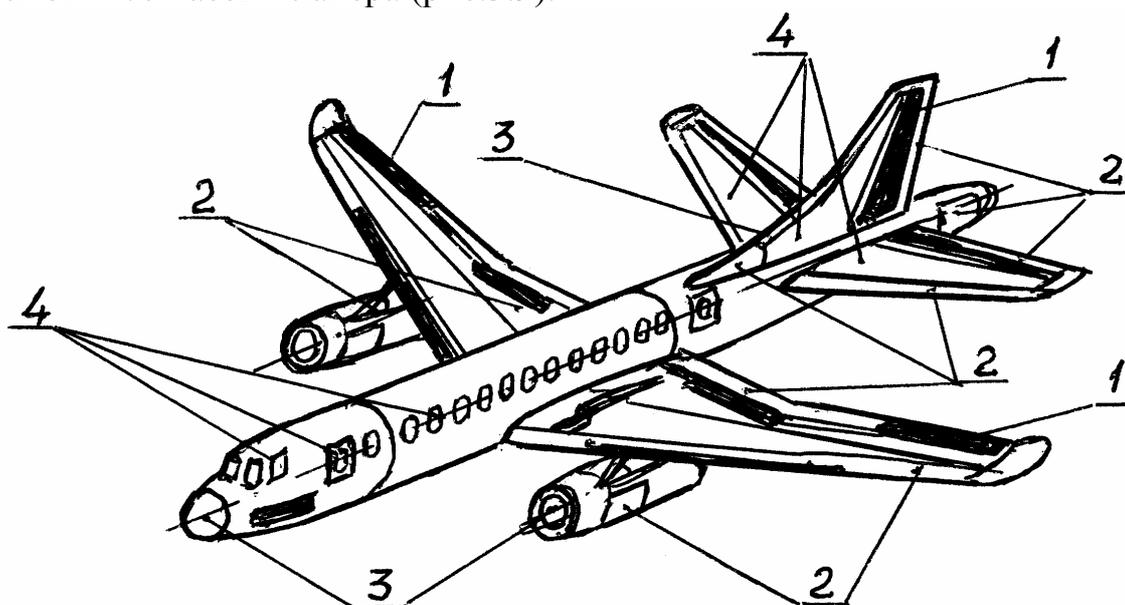


Рис.3.9. Применение неметаллических материалов в конструкции самолета Ту-204: 1 – гибри́д угле-органопластик (затушевано); 2 – органопластик; 3 – стеклопластик; 4 – углепластик

При этом наибольшую по величине поверхность планера имеет органопластик (2), занимающий лобовые части крыла (предкрылок), оперения, залонжеронные части крыла, панели пола, нижние панели багажных полок, концевые обтекатели крыла, стабилизатора и киля и т.д. Из угле-органопластика (1) выполнены створки шасси, интерцепторы и т.п.

Производство конструкций из ПКМ складывается, в основном, из операций изготовления препрегов (предварительно пропитанные связующие армирующие наполнители), их раскрой на заготовки и выкладки в пакет с последующим формованием.

Целесообразно вести раскрой препрегов с применением лазерной резки. Это дает возможность значительно сократить время на технологическую подготовку производства, уменьшить трудоемкость, повысить производительность труда, точность обработки и качество реза, автоматизировать производство. Наиболее широкое применение получила лазерная резка с использованием CO_2 – лазеров непрерывного действия, что позволяет достичь высоких скоростей обработки. При этом важно установить плотность потока E_p , необходимого для резки

тонкого неметаллического материала со скоростью резания V_p и шириной реза, отличной от диаметра пятна, при длине реза ℓ :

$$E_c = \ell(p/8)^{1/2} \cdot \frac{T_p \cdot \lambda_m}{1 - R} \cdot (V_p/a \cdot r_f)^{1/2}, \quad (3.1)$$

где a – коэффициент температуропроводности, м²/с;

T_p – температура разрушения, °С;

λ_m – коэффициент теплопроводности, Вт/м·град;

R – коэффициент отражения;

V_p – скорость резания, м/с;

r_f – радиус сфокусированного на поверхность материала луча, м.

Параметры лазерной резки, зона термического влияния лазерного излучения будут зависеть от толщины пакета s , массовой плотности материала ρ и его теплоемкости C_m , мощности лазерного излучения.

Исследованиями Ульяновского ВИАМ [26] установлена зависимость мощности лазерного излучения W и скорости прорезания многослойного препрега на основе ткани СВМ и ЭДТ-69Н при резке пакетов из одного, трех, семи и десяти слоев (рис.3.10).

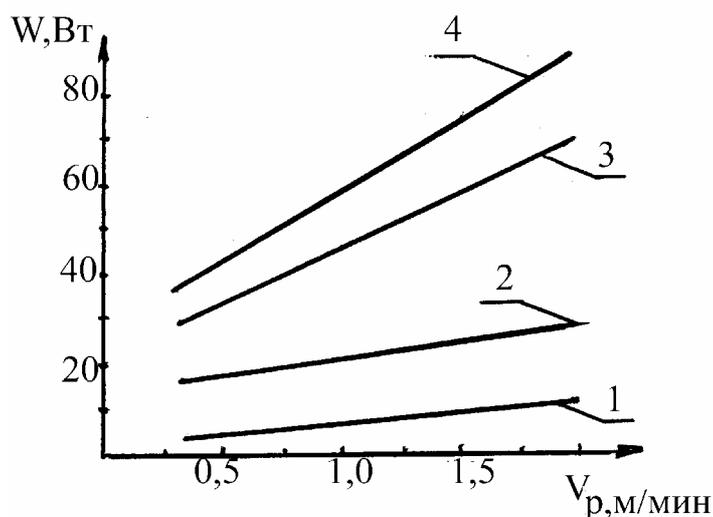


Рис.3.10. Зависимость предельной скорости прорезания многослойного пакета препрега от мощности лазерного излучения

Проблемными при изготовлении изделий из ПКМ являются вопросы обеспечения точности клеевых конструкций, особенно трехслойных, когда каркас и обшивки выполнены из ПКМ. При изготовлении таких конструкций как нервюры, балки, обшивки и т.п. невозможно исключить остаточные технологические напряжения, возникающие после полимеризации в процессе охлаждения. Поэтому при проектировании конструкций из ПКМ следует определить влияние производственных погрешностей, для чего четко разработать методику расчета, построить математическую модель, изучающую технологические процессы, определить параметры, влияющие на точность конструкций с учетом требований к клеевым соединениям.

Производство деталей из ПКМ требует интенсификации технологических процессов. Это объясняется выделением в атмосферу при использовании полимерных связующих и армирующих наполнителей из стекло-угле-органических волокон большого количества вредных веществ (эпихлоргидрин, фенол, ацетон и др.) и большими энергетическими затратами. Наиболее широко используемый в самолетостроении метод изготовления препрегов с пропиткой армирующих наполнителей растворами связующих не может исключить такие вредные выделения, которые при повышенных температурах могут образовывать с воздухом вредную для здоровья смесь. Наличие в препреге до 10–15% остатков растворителя невозможно удалить на стадии сушки. А процесс их удаления при использовании серийной установки УПСТ-1060 связан с большим потреблением электроэнергии

Нельзя считать технологичными детали, выкладка необходимого количества слоев препрега для которых производится вручную.

При использовании металлической выклеечной оснастки для формования изделий из ПКМ имеет место коробление деталей, а большой разброс температурного поля по поверхности оснастки приводит к ухудшению качества и снижению механических свойств изготавливаемых деталей.

Во многом отмеченные недостатки устраняются при внедрении в производство выклеечной оснастки из ПКМ. Создание на ЗАО «Авиастар-СП» выклеечной оснастки из стеклопластика с внутренним нагревательным элементом из углеродных волокон позволило снизить трудоемкость изготовления деталей на 20–25% и время нагрева формируемого пакета слоев на 50%, снизить потребление электроэнергии в 10–15 раз [27].

Другие проблемы обеспечения технологичности и качества изделий из ПКМ рассматриваются в связи с методами изготовления деталей.

3.3. Изготовление деталей методом выкладки с последующим формованием

Методом выкладки с последующим формованием изготавливают детали плоские, одинарной и двойной кривизны, например, обшивки, стенки лонжеронов, накладки и т.п.

Выкладка пакетов заготовок производится из предварительно пропитанного однонаправленного или тканого наполнителя автоматизированным или полуавтоматизированным способом.

Заготовки плоских обшивок и одинарной кривизны с углом подъема не более 5° могут быть изготовлены на станках типа ВКЛ.

Заготовки деталей двойной и одинарной кривизны с углом подъема более 5° получают путем автоматизированного изготовления одного или нескольких слоев на выкладочных или намоточных станках и ручного перенесения их на форму с последующей прокаткой через пленку.

Технологичными являются детали, не имеющие резких перепадов толщин, выступов, впадин, перегибов материала под острыми углами. Углы ориентации армирующего наполнителя в одном слое должны быть одинаковыми.

При проектировании тонколистовых обшивок для предотвращения «поводки» слои с различной ориентацией следует чередовать и располагать симметрично относительно срединного, например, $0^{\circ}-90^{\circ}-0^{\circ}-90^{\circ}-0^{\circ}$. При ориентации, отличной от 0° и 90° , необходимо предусмотреть слой с ориентацией, например, $\pm 45^{\circ}$, $\pm 30^{\circ}$.

Для повышения ударной стойкости и улучшения товарного вида наружный и внутренний слои детали рекомендуется изготавливать из тонкой стеклоленты или стеклоткани типа Э-0,06; Э-0,025, пропитанных связующим.

Обшивки используются как самостоятельные детали, так и при изготовлении трехслойных конструкций с заполнителями.

Для обеспечения необходимой прочности и снижения массы деталей важно подобрать соответствующую схему заделки конструкции. Например, торцы панелей могут быть заделаны по схемам, представленным на рис.3.11: слоями стеклоткани, вкладышами, профилями, втулками, накладками. Вкладыши, профили, втулки цилиндрической или конической формы закладывают в местах соединения вместо сотового заполнителя. Наиболее сложной является заделка в конструкциях замкнутого контура типа «окантовка» с продольным и поперечным набором элементов жесткости. В таких конструкциях предусматривают технологический разъем.

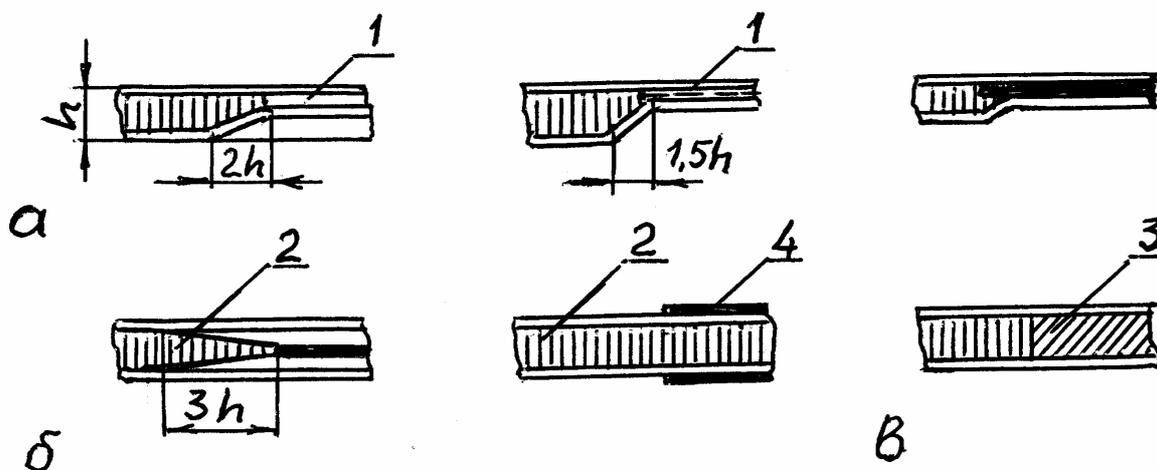


Рис.3.11. Схемы заделки торцов панелей из ПКМ : а – слоями стеклоткани; б – накладками; в – вкладышами. 1 – стеклоткань; 2 – сотоблок; 3 – вкладыш; 4 – накладки

3.4. Изготовление деталей методом намотки

Методом намотки изготавливают детали, имеющие форму тел вращения или близких к ним. Типовыми деталями, изготавливаемыми намоткой, являются секции отсеков фюзеляжа, трансмиссионного вала вертолетов, баллоны высокого давления, сопла двигателей, воздухопроводы, носовые части и створки гондол, отъемные части крыла, закрылки и т.п. В качестве ПКМ могут использоваться нити, ленты или ткани, пропитанные основой. Если армирующий материал укладывается по направлению главных растягивающих напряжений, возможно получить оптимальные конструкции малой массы при заданной прочности.

Используются методы намотки:

а) продольно-поперечная, когда ориентация пропитанной ткани ведется по образующим тела вращения (продольная укладка) и в окружном направлении под углом 90° к оси оправки (поперечная укладка);

б) спиральная или по геодезическим линиям, когда армирующий материал укладывается по спиральным линиям (рис.3.12).

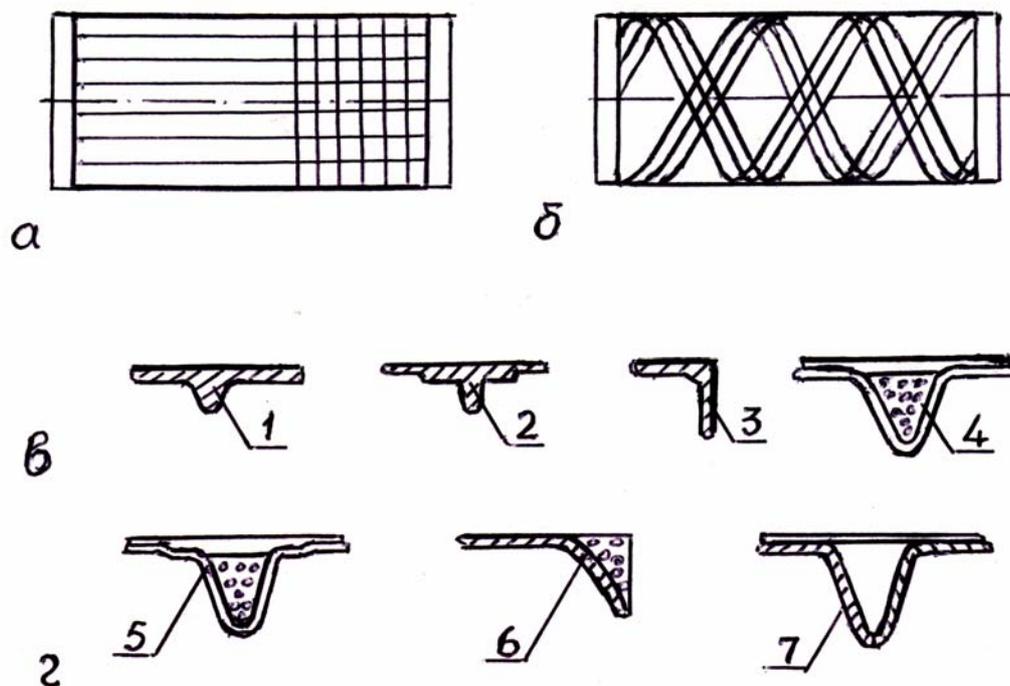


Рис.3.12. Схемы намотки и примеры их использования для изделий авиационной техники: а – продольно-поперечная намотка; б – спиральная намотка; в - варианты сечений стрингерного набора 1, 2, 3, 4; г – варианты сечений шпангоутов 5, 6, 7

Продольно-поперечная намотка характеризуется высокой производительностью и высокой герметичностью полученного изделия, широко применяется для изготовления корпусных деталей.

Спиральная намотка может быть продольно-спиральной и поперечно-спиральной, а также плоскостной, звездообразной, с переменным углом намотки и т.п., которые выбираются в зависимости от характера нагружения конструкции.

При спиральной намотке после первого витка лента (нить), наматываемая на оправку, образует спиральную или близкую к ней линию. Вторым витком наматывается со смещением к первому и т.д. С помощью делительного устройства промежутки между витками заполняются последующими витками ленты. Если не будет выдержана точность укладки, то в изделии нарушится равномерность распределения армирующего материала.

Намотку деталей рекомендуется производить на станках с ЧПУ с использованием предварительно пропитанных связующим лент. Программа намотки разрабатывается аналитически или экспериментально (для деталей сложной фор-

мы). Намоточные станки с ЧПУ обеспечивают намотку лент на оправку с точностью по заданному углу $\pm 1^{\circ}$ и по смещению витка не более 1 мм.

Повышение жесткости намотанной конструкции может быть достигнуто использованием оребренных или многослойных оболочек. Оребрение применяют для изделий, подвергающихся сжимающим, изгибающим нагрузкам и крутящим моментам, обеспечивая снижение массы конструкции. На рис.3.2, в показаны варианты стрингерного набора с сечениями 1, 2, 3, 4, который предварительно формуется, выкладывается на оправке, после чего заматывается оболочкой. Аналогично могут быть изготовлены шпангоуты путем замотки лентой или жгутом углубления на оправке, предварительно выложенного слоем пропитанной ткани для улучшения сдвиговых характеристик. Их можно оформить также выкладкой пропитанной ткани и укладкой, например, пенопластового вкладыша с последующей намоткой оболочки (рис.3.12, г), при этом возможна намотка нитью по геодезическим линиям.

Трехслойные конструкции рекомендуется изготавливать из облегченного заполнителя, помещенного между двумя силовыми оболочками из ПКМ (см. рис.3.6, 3.8). В качестве заполнителя могут использоваться металлические или стеклопластиковые соты, пенопласт (армированный и неармированный), различные профили из ПКМ. Определяющими при выборе заполнителя являются действующие на конструкцию нагрузки, но следует учитывать и особые требования, такие, как радиопрозрачность, локальные нагрузки, наличие люков и отверстий и т.п.

К изделиям, изготовляемым намоткой, предъявляются следующие требования по технологичности:

при конструировании следует избегать острых кромок и углов, резких переходов от одной части детали к другой;

упрощать поднутрения и выступы на внутренней поверхности изделий, а по возможности их избегать, так как они усложняют проектирование оснастки для намотки;

при проектировании нужно избегать отверстий, ослабляющих конструкцию. Если отверстия необходимы, следует отдавать предпочтение ромбической форме (геометрия ромба определяется углом намотки), при оформлении круглых отверстий необходимо окантовывать их края пропитанной стеклотканью;

следует использовать несмотря на сложность конструкции разборные оправки, которые позволяют упростить процесс намотки, а главное – демонтаж намотанных заготовок;

для увеличения прочности при срезе допускается применение фольги из коррозионностойкой стали или титана. Фольгирование рекомендуется для изделий, работающих при постоянной температуре не выше 80°C и относительной влажности менее 75%. Толщина фольги должна быть в пределах 0,02 – 0,05 мм;

слои фольги укладывать между слоями препрега с чередованием направления ориентации надрезов в каждом слое. На поверхности фольги перед выкладкой в пакет заготовок наносится слой основы ПКМ;

для изделий, длительно работающих за пределами диапазона температур $\pm 25^{\circ}\text{C}$, применение фольги не допускается, если нет лакокрасочного покрытия.

Намотка оболочек типа поверхностей воздухозаборных каналов на станках с перемещающимся по программе раскладочным устройством – сложная кинематическая задача. Необходим расчет траекторий движения исполнительных механизмов станка.

3.5. Автоклавное формование и другие методы изготовления деталей

3.5.1. Автоклавное формование деталей

Наиболее высокое давление при формовании можно получить в автоклавах (до 15 МПа). Поэтому автоклавное формование находит применение при изготовлении крупногабаритных деталей сложной конфигурации. Конструкция таких деталей должна по возможности обеспечивать простоту конструкции цулаг (создают наружную поверхность изделия) и простоту сборки пакета для формования. Цулаги изготавливают из алюминиевых листов толщиной 0,5 – 1,5 мм, или из листов стеклотекстолита толщиной 0,8 – 2,5 мм.

Оснастка для автоклавного формования должна иметь достаточную жесткость, гарантирующую точность формы и размеров изготавливаемой детали при минимальной массе оснастки и обеспечивать равномерный прогрев детали.

Конструкция и материал оснастки должны быть герметичны и обеспечивать многократное формование деталей при температуре до 200⁰С и давлении до 1,0 МПа. Коэффициент теплового расширения формы должен быть близок к коэффициенту теплового расширения формуемой детали. Форма должна обеспечивать возможность монтажа ограничительной рамки и вакуумной диафрагмы.

Оформляющие поверхности оснастки должны иметь шероховатость для форм – $R_z 20$ до $R_z 0,08$, для цулаг – не более $R_z 20$.

Подготовка оснастки к формованию сводится к следующему :

очищается форма от загрязнений ножами или скребками;

обезжириваются бензином или ацетоном поверхности;

наносится во взаимно перпендикулярных направлениях два слоя раствора противадгезионного смазочного материала в бензине. Каждый слой просушивается на воздухе не менее 15 мин. Термообработка смазочного материала производится при $t = 220 \pm 5^0\text{C}$ в течение 2 ч;

при формовании деталей толщиной $s > 2,0$ мм для обеспечения отбора летучих веществ и создания равномерного давления под вакуумным мешком рекомендуется применять технологические материалы.

Перед началом автоклавного формования осматривается автоклав, его приборы и пневмосистема. Необходимо убедиться в исправности корпуса крышки предохранительных устройств, в наличии заземления автоклава. Герметичность вакуумного мешка проверяется по снижению давления в нем. Крышка автоклава закрывается при включенном вакуум-насосе.

Последующая проверка на герметичность вакуумного мешка и системы вакуумирования производится при закрытой крышке автоклава вначале без повышения давления, а затем при давлении 0,30 МПа.

3.5.2. Изготовление деталей методом пропитки под давлением

Методом пропитки под давлением изготавливают детали типа баков ядохимикатов, радиопрозрачные обтекатели, теплозащитные покрытия и т.п.

Требования технологичности к данной группе деталей аналогичны требованиям к деталям, изготавливаемым методом выкладки с последующим формованием. Дополнительным является требование обеспечения возможности изготовления деталей в форме без разъемов и вкладышей. Такая форма исключает затекание смолы и разгерметизацию пуансона и матрицы.

Использование метода пропитки под давлением при изготовлении, например, баков ядохимикатов из стеклопластика (взамен нержавеющей стали) снижает массу детали на 30%, трудоемкость изготовления на 20%, увеличивает ресурс в 5 раз. На рис.3.13 приведены примеры технологичной и нетехнологичной конструкций, обечайки баков ядохимикатов.

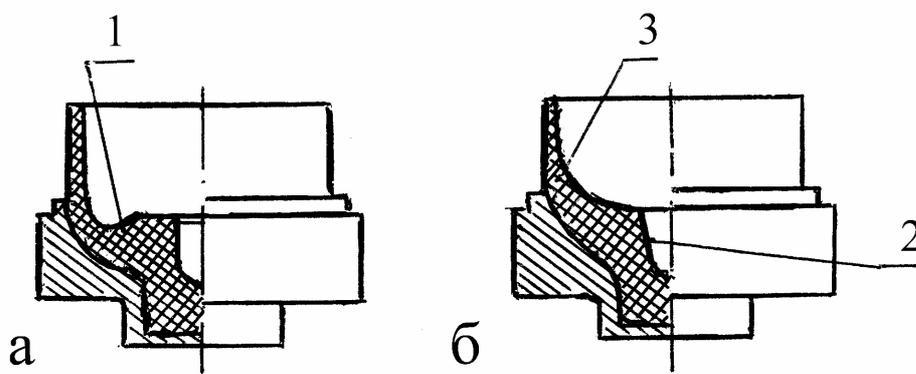


Рис.3.13. Конструктивное оформление обечайки баков ядохимикатов : а – нетехнологично; б – технологично. 1 – обратный конус; 2 – конусная нижняя часть; 3 – конусная верхняя часть

Конструкция является технологичной, если обечайка не имеет обратного конуса 1, наличие которого обуславливает необходимость разъема в матрице и пуансоне, а также в случае выполнения нижней части 2 конусной, что облегчает съем изделия с пуансона.

3.5.3. Изготовление деталей методом прессования

Данным методом изготавливают детали типа крыльев, коробок и др. Они должны иметь скругления по кромкам для предотвращения выкрашивания материалов и облегчения съема детали из пресс-формы.

На деталях типа крыла (толщина сечения в пределах 20 мм) радиус скругления составляет обычно 1,0 – 1,25 мм. Необходимо иметь плавный переход по толщине стенок конструкции, ибо разнотолщинность в деталях, например, из стеклопластика и большая масса металлической арматуры приводит к концентрации напряжений и образованию трещин. Конструктивное оформление технологичного и нетехнологичного днища приводится на рис.3.14,а.

Конструкция детали не должна иметь поднутрений и прямых углов. Для обеспечения съема крупногабаритных деталей необходимо предусматривать в конструкции технологические уклоны порядка $10 - 15'$. Примером технологичной и нетехнологичной конструкции одного из узлов крыла является изображенный на рис. 3.14,б.

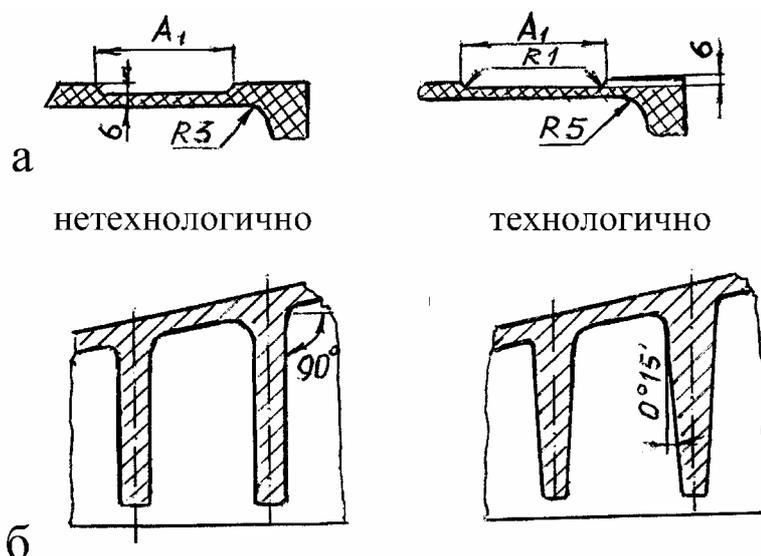


Рис.3.14. Конструктивное оформление деталей, изготовленных методом прессования : а – конструкция днища; б – конструкция узла крыла

3.6. Конструктивно-технологическая характеристика клеевых швов и факторы, влияющие на качество соединений

3.6.1. Особенности работы и применения клеевых соединений

Выбор типа соединений неметаллических конструкций с конструкциями из других материалов (склейка, сварка, болтовые, винтовые, заклепочные) должен производиться с учетом их прочностных, технологических и эксплуатационных особенностей. Влияющими при этом являются также вид нагрузки (сдвиг, расслоение, отрыв) и характер приложения нагрузки (изгиб, растяжение, сжатие, удар).

Технология склеивания благодаря когезии и адгезии позволяет соединять металлические и неметаллические материалы без использования большого количества тепловой энергии. Современные клеи на основе термореактивных полимеров (главным образом эпоксидных) в сочетании с рационально спроектированными узлами и агрегатами и созданными в последние годы новыми методами и средствами производства, позволяют обеспечить высокую эффективность клеевых соединений в эксплуатации. Предпочтение клеевым соединениям следует отдавать тогда, когда они имеют явные преимущества по решающим показателям работы конкретного изделия.

По сравнению с заклепочными, по-прежнему остающимися основными в соединениях ЛА, клеевые соединения имеют преимущества :

возможность соединения разнородных материалов;

равномерное распределение напряжений по всей склеиваемой поверхности, что приводит к снижению концентрации напряжений и повышению выносливости;

замедленное развитие усталостных трещин;
 возможность соединения обшивок с заполнителями (сотовым, пенопластовым и др.) и с дублерами;
 высокая удельная прочность и высокое сопротивление усталости;
 уменьшение в том же узле количества деталей, что позволяет снизить трудоемкость сборочных процессов;
 снижение массы конструкции и др.

Возможность широкого применения клеев, в том числе в авиационной и ракетно-космической технике, обеспечивается успехами в химии – созданием смол и других высокоэффективных исходных продуктов. Особенности клеевых соединений объясняются органической природой компонентов клея и спецификой швов.

Склеивание является контролируемым и управляемым технологическим процессом. Несущая способность клеевых соединений в значительной степени зависит от прочности клеевого слоя и соединяемых элементов, конструктивных особенностей соединения. Наибольшее распространение получило соединение внахлестку, достаточно надежное и экономичное (рис.3.15). Оно дает возможность получить увеличение площади склеиваемой поверхности и нагрузок при сдвиге в клеевом соединении.

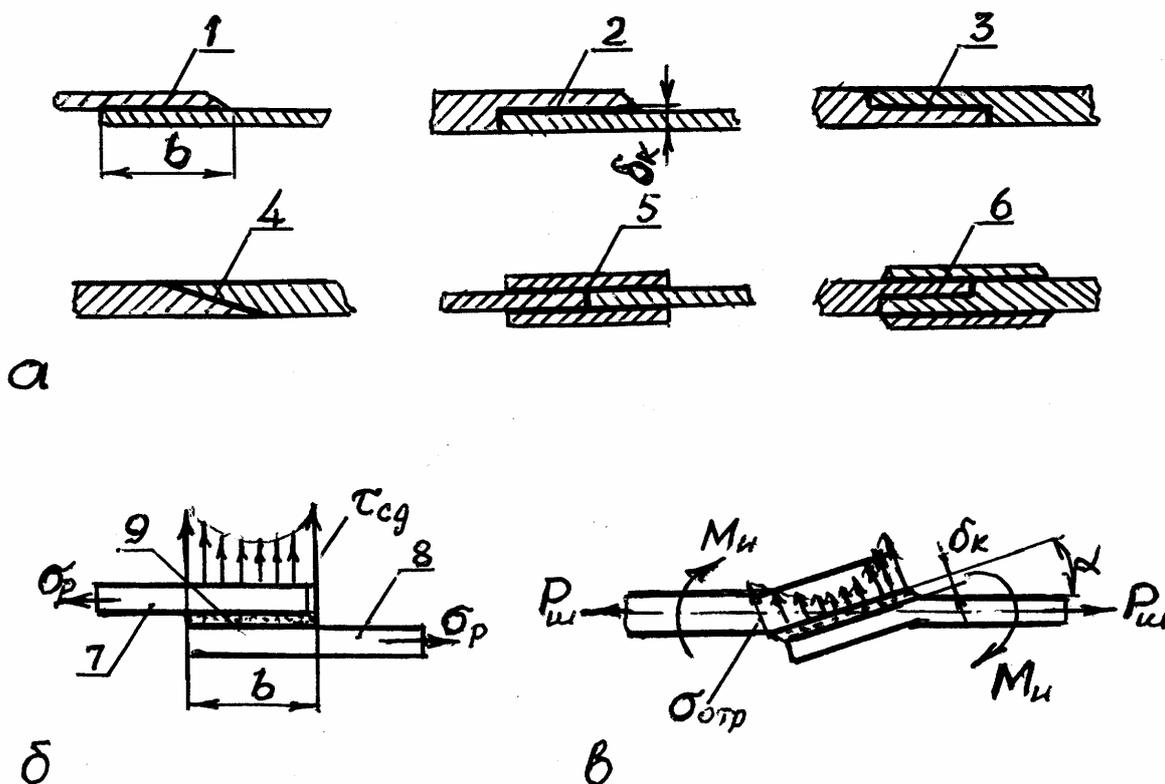


Рис.3.15. Модели клеевых соединений и характер их работы под нагрузкой:
 а – виды соединений; б – схема работы соединения при растяжении;
 в – схема соединения в момент разрушения. 1 – нахлестка со скошенной кромкой; 2 – нахлестка врезная односкосная усиленная; 3 – соединение двустороннее врезное; 4 – соединение на «ус»; 5 – соединение с двумя накладками; 6 – двусторонняя врезная нахлестка с накладками; 7, 8 – соединяемые детали; 9 – слой клея

Клеевые соединения по конструктивно-технологическим особенностям принято делить на две группы: соединения закрытого типа (рис.3.16,а) и открытого типа, то есть многослойные (рис.3.16,б), представленные сечением настила пассажирского пола самолета Ту-204.

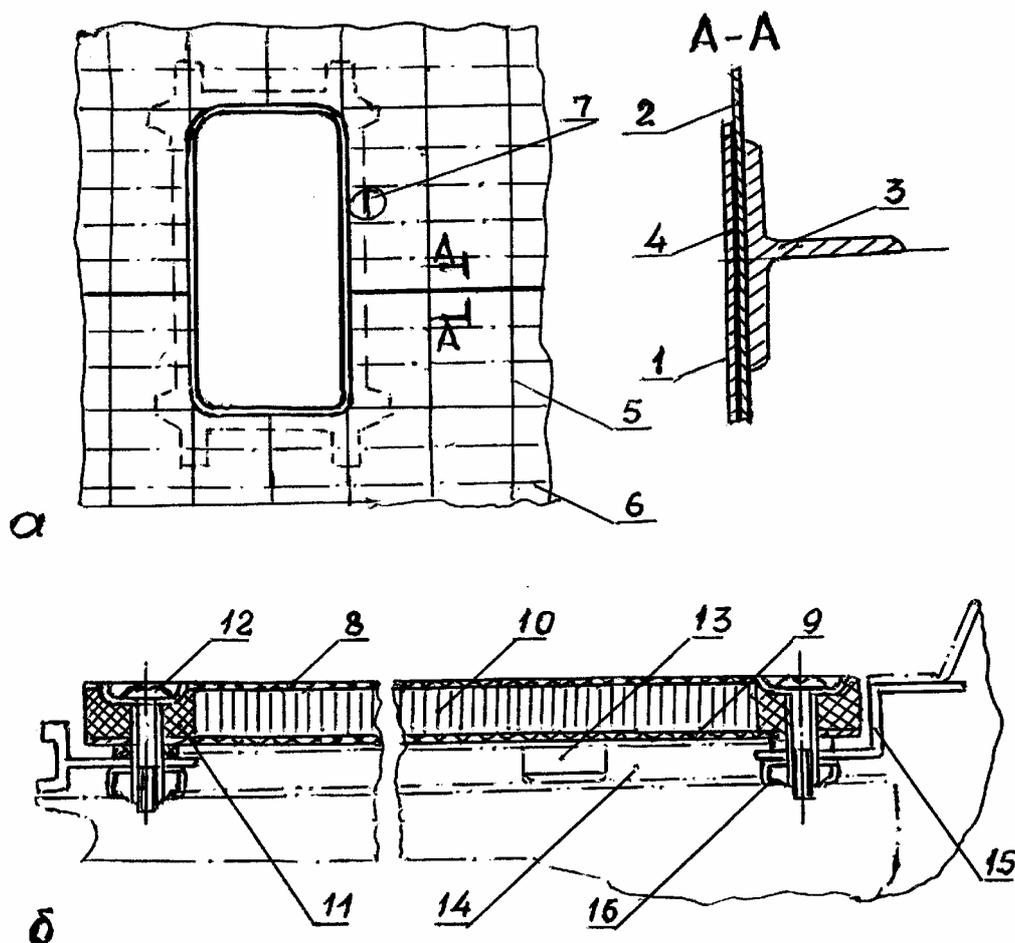


Рис.3.16. Схемы клеевых соединений: а – закрытого типа; б – открытого типа.

1 – лист обшивки; 2 – дублер обшивки; 3 – профиль стыковой; 4 – клеевая пленка; 5 – ось шпангоута; 6 – ось стрингера; 7 – окантовка дверного проема; 8 – обшивка панели верхняя; 9 – обшивка панели нижняя; 10 – наполнитель из стеклосот; 11 – наполнитель торцов панели; 12 – болт; 13 – упор; 14 – балка поперечная; 15 – балка продольная; 16 – гайка анкерная

Соединения закрытого типа применяются для изготовления обшивочных элементов фюзеляжа в районе входных дверей, люков и различных проемов.

Клеевые соединения открытого типа находят применение в конструкции всех агрегатов планера большинства современных самолетов. Характерной является конструкция настила пола герметической части фюзеляжа Ту-204 между шпангоутами №7-77 (см. рис.3.16,б). Панели пола состоят из верхней 8 и нижней 9 обшивок из листового материала оргалита, между которыми клеен наполнитель 10 из

стеклосот. Панели опираются на поперечные 14 и продольные 15 балки. Между панелями и балками проложены упоры 13 из резины, закрепленные клеем к поперечным балкам.

Особенности работы клеевого соединения необходимо учитывать при проектировании клеевых конструкций. Только расчетным путем можно определить характеристики отвержденного клеевого слоя. Работа соединений при растяжении и изгибе (см. рис.3.15, б, в) определяется характером распределения напряжений по клеевому шву. Наиболее высокая концентрация напряжений имеет место на концах нахлеста (эпюра напряжения сдвига $\tau_{сд}$). При действии изгибающего момента M_{II} в клеевом шве возникает разрушающая сила P_{III} и нормальное напряжение отрыва $\sigma_{отр}$.

Существуют различные способы увеличения прочности клеевых швов. Прочность на растяжение и сдвиг клеевого соединения возрастает по мере увеличения прочности и жесткости склеиваемых материалов. Увеличение толщины клеевого слоя δ_k может привести к снижению прочностных характеристик. Поэтому δ_k необходимо выдерживать в пределах 0,1 – 0,2 мм.

При увеличении прочности клея и его способности к практической деформации уменьшаются пики напряжений по краям шва, что обеспечивает устойчивую работу клеевого соединения. Увеличение толщины сборочных элементов снижает деформацию при растяжении и способствует равномерному распределению напряжений сдвига в клеевом соединении. И по мере увеличения длины клеевого шва его прочность на растяжение и сдвиг увеличивается.

Все изложенное выше в определенной степени влияет на технологичность клеевых конструкций.

3.6.2. Технологичность многослойных клеевых конструкций с сотовым наполнителем

Многослойные конструкции с сотовым наполнителем можно классифицировать, как показано на рис.3.17 [22].

В определенной степени все они имеют во многом сходную технологию изготовления, а потому требования технологичности можно рассмотреть на примере наиболее распространенной группы конструкций из алюминиевых сплавов.

Сотовые клеевые конструкции из алюминиевых сплавов отличаются по сравнению с клепанными большей удельной статической прочностью (на 20 – 40%) и устойчивостью (в 2 – 4 раза) при продольном сжатии; снижают в 3 – 4 раза количество деталей в сборочном узле; имеют более гладкую поверхность; более низкую трудоемкость проектирования и др.

Студентам авиационных вузов приходится иметь дело с многослойными клеевыми конструкциями как при дипломном, так и курсовом проектировании по дисциплинам «Конструкция самолетов», «Технология изготовления деталей самолета», «Технология сборки самолета» и др., используя опыт работы в этом направлении базовых предприятий.



Рис.3.17. Классификация многослойных конструкций с сотовым наполнителем

Наиболее технологичны и широко апробированы в условиях эксплуатации сотовые наполнители с шестигранной формой ячеек. Такие наполнители используют в конструкциях с прямолинейными и криволинейными поверхностями. Криволинейную поверхность получают фрезерованием либо выкладкой деформированных блоков по формованной обшивке. Применять следует типоразмеры сотовых наполнителей в соответствии с действующими отраслевыми стандартами.

При выборе размера ячеек, материала и толщины фольги, высоты сотового наполнителя необходимо учитывать требуемую удельную прочность, теплостойкость, конструктивную компоновку и технологические возможности предприятия.

Сотовые наполнители желательно проектировать без стыков, что позволяет уменьшить массу, снизить трудоемкость изготовления и улучшить качество поверхности агрегатов. Их выполняют с дренажными отверстиями и без них. Дренажные отверстия способствуют проникновению влаги во внутренние полости сотовых агрегатов, поэтому их предусматривают тогда, когда обшивки приклеивают жидкими клеями и клеевыми пленками, выделяющими большое количество летучих веществ при отверждении.

При установлении числа и места расположения дренажных отверстий учитывают необходимость сообщения между ячейками и возможность закрытия в процессе склеивания отдельных отверстий клеем. Обычно в различных плоскостях ячейки располагают не менее трех-четырёх отверстий. Отверстия пробивают на несклеиваемых гранях наполнителя.

В конструкциях ЛА наполнители преимущественно располагают так, чтобы наибольшие действующие нагрузки совпадали с направлением лент фольги.

Рекомендуемое расположение наполнителей в отдельных типовых узлах приведено на рис. 3.18. Размеры сотовых наполнителей обеспечиваются специализированным оборудованием (автоматами), имеющимися на авиационных предприятиях.

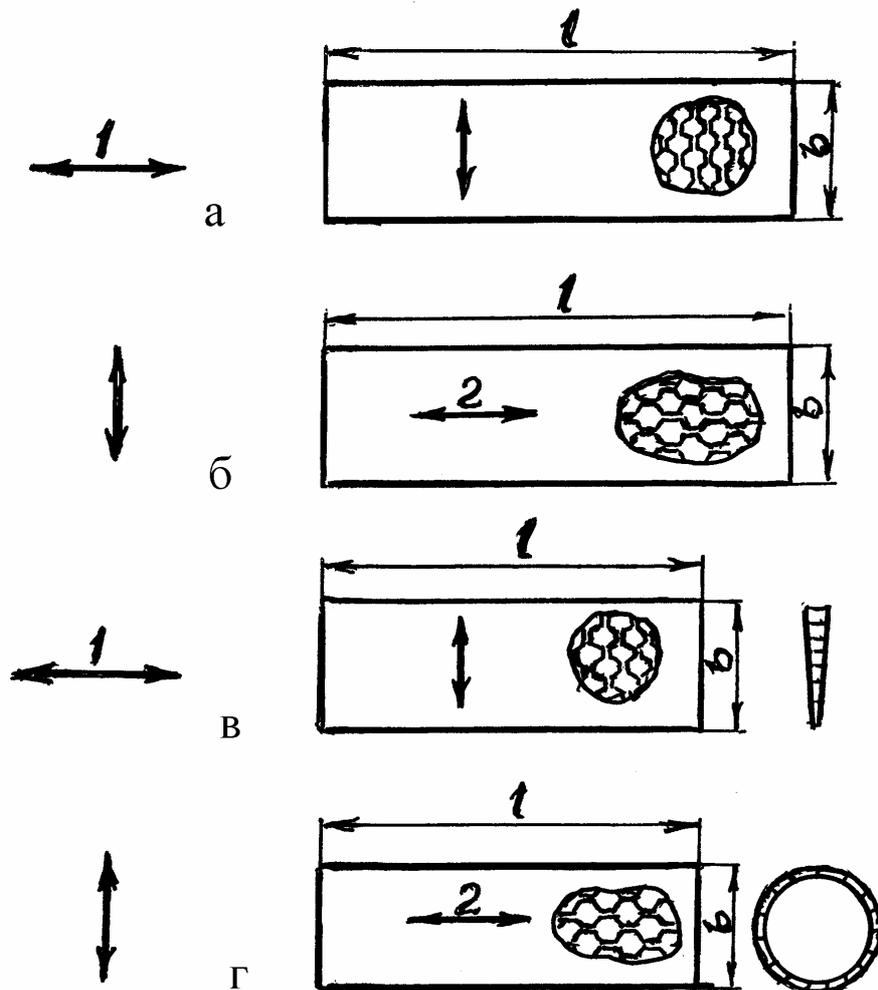


Рис.3.18. Рекомендуемое расположение сотовых заполнителей в конструкции узлов агрегатов ЛА: а , б – в панелях; в – в хвостовых частях узлов; г – в агрегатах цилиндрической или конической формы. 1 – направление растяжения; 2 – направление максимальных нагрузок

Для увеличения размеров, усиления отдельных участков конструкции, изменения направления лент фольги в смежных зонах, чтобы не фрезеровать уступы в сотовом заполнителе, блоки сотовых заполнителей соединяют между собой. Соединительные швы располагают в любом направлении относительно лент фольги. Соединения регламентированы действующими отраслевыми стандартами.

Студенты во время производственных практик имеют все возможности проработать отраслевые стандарты, исследовать как они выполняются на предприятии и определить пути повышения технологичности собираемых конструкций.

Для обеспечения прочности, герметичности и крепления к основной конструкции необходимо выбрать способ заделки кромок собранных узлов, увязывая его с конструктивной схемой узлов, обеспечив высокую технологичность и минимальную массу. Весьма ответственным является выбор способа соединения в местах передачи сосредоточенных нагрузок.

Заделка кромок узлов производится применением вкладышей, z-образными и швеллерообразными профилями [24] (рис.3.19,а), уголковым профилем со стеклотканью, пропитанной связующим, загибом внутренней или наружной обшивок и др.

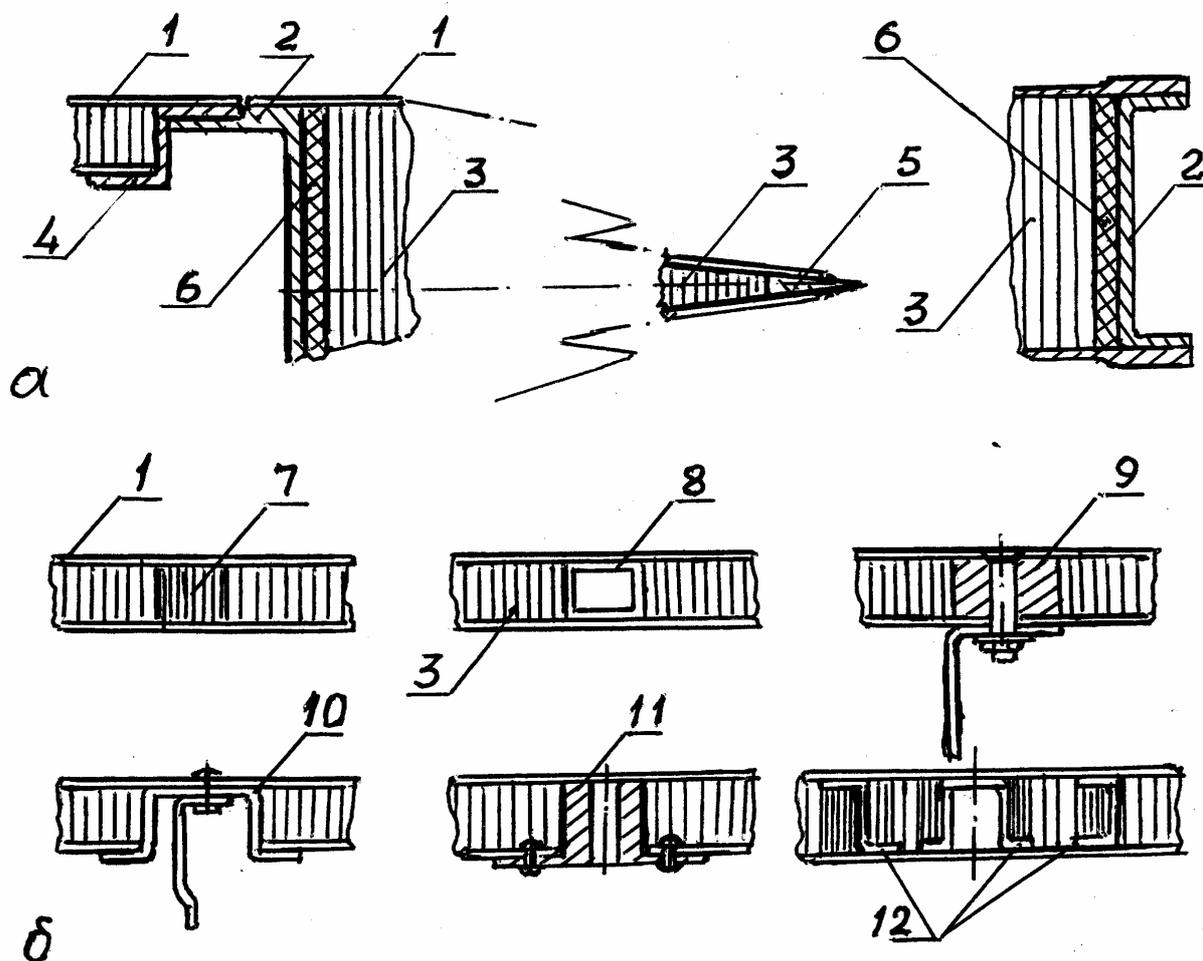


Рис.3.19. Способы заделки кромок и местного усиления в сотовых конструкциях: а – заделка кромок узлов при использовании ПКМ; б – участки узлов сотовых конструкций, воспринимающих сосредоточенные нагрузки. 1 – обшивка; 2 – стыковочный профиль (лонжерон, стенка); 3 – сотовый наполнитель; 4 – стыковочный профиль панели; 5 – законцовочный профиль; 6 – вспенивающаяся композиция; 7 – уплотненный сотовый наполнитель; 8 – усиливающий профиль прямоугольного сечения; 9, 11 – вклеенные втулки разной конструкции; 10, 12 – усиливающие профили

Вкладыши применяют при склеивании тонкостенных сотовых обшивок и панелей небольшой высоты. Материалом для вкладышей служат алюминиевые и магниевые сплавы, стеклотекстолит и др. На сборку вкладыши подаются после механической обработки с заданными размерами. При этом обычно дополнительно применяют соединение заклепками с большим шагом.

Технологичной является заделка с применением законцовочного профиля 5, изготовленного обычно из магниевого сплава, стеклотекстолита и других материалов. При этом обеспечивается высокая жесткость рулевых поверхностей по задней кромке. Возможно заделку произвести перегибом обшивки (см. рис.3.7) с установкой внутри вкладыша.

На рис.3.19,б приведены наиболее распространенные варианты местного усиления сотовых конструкций, способного воспринимать сосредоточенные нагрузки:

уплотненным сотовым наполнителем 7;

вклеенным в сотовый наполнитель профилем прямоугольного сечения 8;

вклеенными в сотовый наполнитель втулками 9;

корытообразным профилем 10, полки которого вынесены наружу панели;

втулками 11 с фланцами, которыми они прикреплены к обшивке панели заклепками;

вклеенными в сотовый наполнитель различными профилями 12 с уплотнением наполнителя вокруг них.

В сотовых конструкциях наиболее ответственным является соединение обшивок с сотовым наполнителем и элементами каркаса. Прочность соединения должна быть такой, чтобы конструкция работала как монолитная. Повышение прочности соединения получают при уменьшении размера ячеек, что позволяет увеличить площадь склеивания, но приводит к повышению массы наполнителя. Данный недостаток устраняют уменьшением толщины и повышением предела прочности фольги.

Конструктивные схемы и рекомендуемые способы соединения даны на рис.3.20. Схема «а» представляет типовую конструктивную схему соединения с использованием законцовки, выполненной перегибом обшивки 5 с закреплением ее на вкладыше 4. На рис.3.20,б показаны соединения сотовых конструкций между собой с помощью накладок 7, например, для соединения клиновидных агрегатов встык или накладок 7 и вкладыша.

Конструктивные схемы «в» иллюстрируют соединение сотовых панелей между собой через элементы каркаса 9, 10.

Обшивки приклеивают к сотовому наполнителю и элементам каркаса одновременно. Участки обшивки, склеиваемые с лонжеронами и нервюрами, выполняют обычно большей толщины. Локальное увеличение толщины получают травлением обшивок либо приклеиванием к ним накладок. Для нескоростных самолетов, когда требования аэродинамики понижены, технологичней накладки и ленты располагать с наружной стороны агрегата.

При использовании клееклепаных соединений сначала обшивки приклеивают к каркасу одновременно с сотовым наполнителем 4, затем сверлят и зенкуют отверстия, вставляют заклепки и клепают на прессе.

При проектировании стыков необходимо обеспечить заданную прочность, гладкие переходы по наружной поверхности и наименьшие затраты при изготовлении.

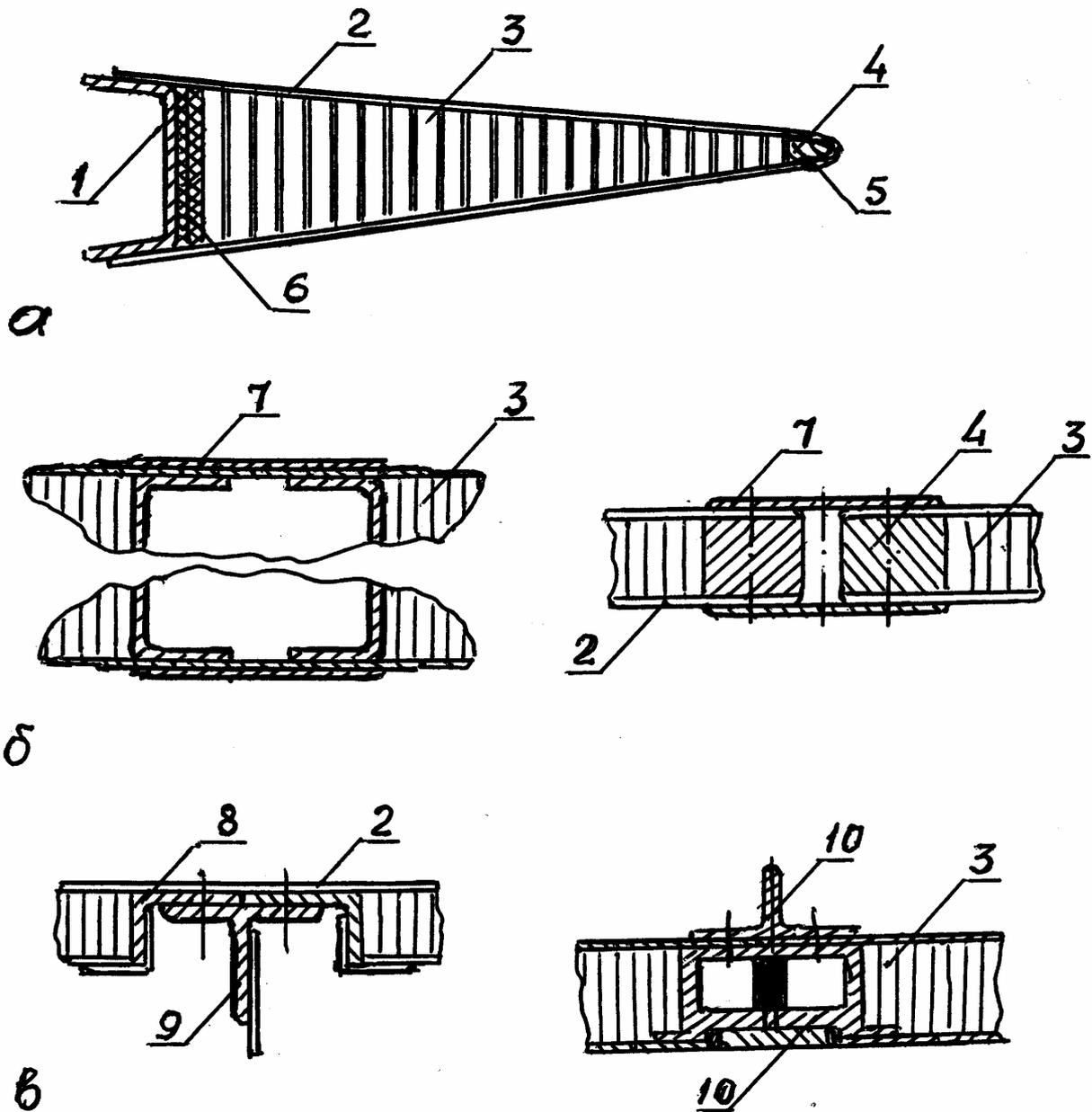


Рис.3.20. Конструктивные схемы и способы соединений в конструкциях с сотовым наполнителем: а – соединение обшивок с сотовым наполнителем и элементами каркаса; б – соединение сотовых конструкций между собой; в – соединение сотовых панелей между собой через элементы каркаса. 1 – каркас; 2 – обшивка; 3 – сотовый наполнитель; 4 – вкладыш; 5 – законцовочный профиль, выполненный перегибом обшивки; 6 – вспенивающая композиция; 7 – накладка; 8 – профиль стыковочный панели; 9 – профиль каркаса; 10 – профиль специальный

4. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ ДЕТАЛЕЙ КАРКАСА ИЗ ПРОФИЛЕЙ

4.1. Применение в конструкциях узлов летательных аппаратов деталей из профилей

В конструкции любого летательного аппарата невозможно обойтись без профильных деталей, используемых обычно как подкрепляющий набор в оболочковых конструкциях и для его соединения с обшивками (компенсаторы).

Детали из профилей могут быть малкованными, с подсечками, прямолинейными и криволинейными; из разных материалов и разной толщины; прессованными и гнутыми из листовых заготовок, постоянной формы сечения и переменной (фрезерованные).

Прессованные профили применяются повсеместно, хотя по многим конструктивно-технологическим показателям они заметно уступают гнутолистовым, внедрение которых в конструкции ЛА является важной задачей НИИ и производственных коллективов авиазаводов.

Выпуск прессованных профилей (рис.4.1) давно освоен металлургической промышленностью и трудно их вытеснить из традиционно сложившихся конструкций ЛА.

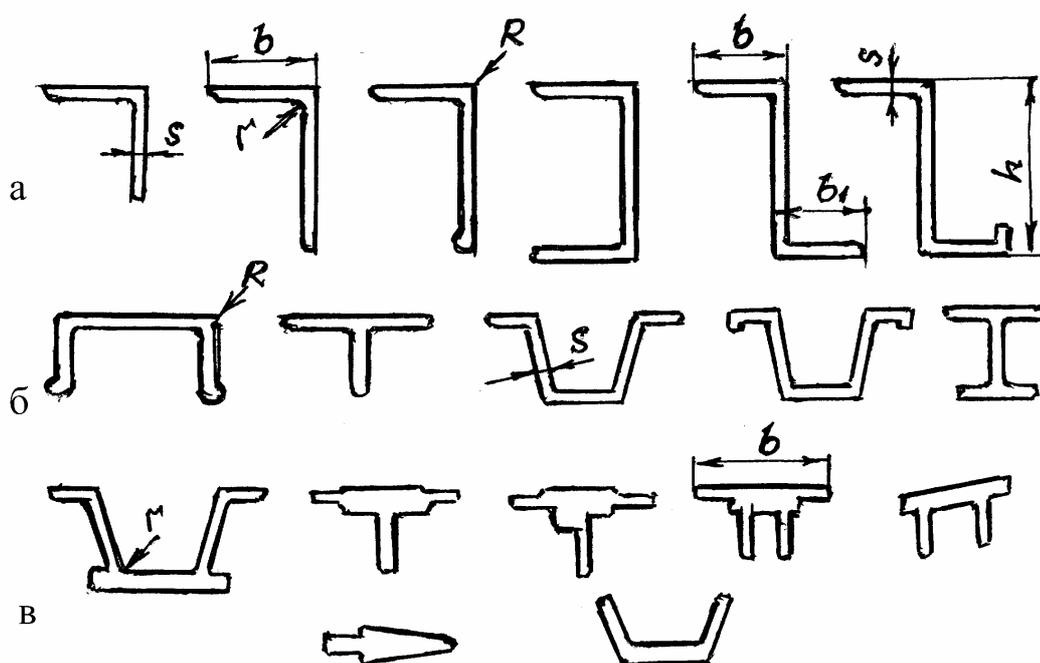


Рис.4.1. Сечение прессованных профилей, применяемых в конструкции летательных аппаратов: а – для подкрепляющего набора панелей; б – для силовых конструкций планера; в – специальные профили

Профили рис.4.1,а являются широко используемыми как подкрепляющий набор оболочковых конструкций. В слабо нагруженных панелях устанавливают уголкового профили как равнополочные, так и неравнополочные толщиной s от 0,6 – 0,8 мм для легких нескоростных самолетов до 2,0 – 3,0 мм для тяжелых машин типа Ан-124 «Руслан».

Наиболее широко используются в панельных конструкциях фюзеляжа Z-образные профили. Примерами таких конструкций могут служить панели фюзеляжа самолета Ту-204.

Профили, представленные на рис.4.1,б находят применение на тяжелых самолетах и космических кораблях. Профили швеллерообразные и таврового сечения широко используются по стыкам панелей; профили двутаврового сечения – больше как продольные, а также и поперечные балки.

Ширина b полок профилей типовых конструкций должна быть унифицирована. Для профилей легких самолетов $b = 10-15$ мм, определяется диаметром заклепок d_z и сварных точек d_T из условия обеспечения необходимой величины перемычки. При толщине профилей $s > 1,5 - 2,0$ мм полки имеют ширину не менее $b = 16-20$ мм.

Прессованные профили имеют значительные утолщения по зонам сгиба за счет наружного радиуса R близкого к нулю и внутреннего $r = (3 - 5)s$, что повышает их жесткостные характеристики.

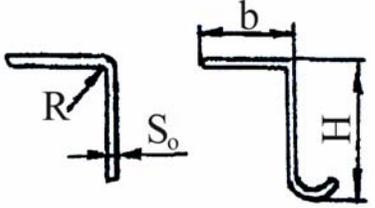
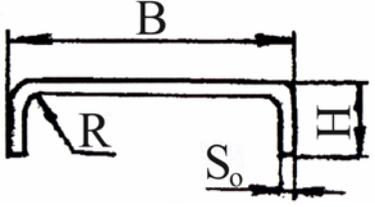
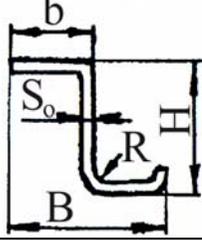
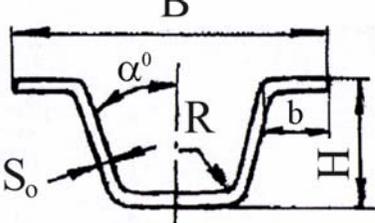
Третья группа профилей (рис.4.1,в) используется в основном в силовых конструкциях планера: полки лонжеронов, усиленных нервюр, балок местного усиления и т.п. Исключение составляет законцовочный профиль рулевых поверхностей, гарантирующий их необходимую жесткость по задней кромке. Для повышения эффективности работы необходимо материал таких профилей максимально разносить по ширине b .

При высокой жесткости прессованные профили уступают гнутолистовым по эффективности использования материала из-за нестабильности механических свойств по длине, для чего профили выпускают с плюсовым допуском по толщине. Наличие плюсового допуска, тогда как гнутолистовые имеют минусовый допуск (допуски на листовую материал), не может обеспечить минимальную массу конструкций, что является важнейшим при проектировании ЛА.

В настоящее время в отечественном авиастроении используется до 200 типоразмеров гнутых профилей, сечения и параметры основных из которых представлены в табл. 4.1. Однако такие профили из алюминиевых, титановых сплавов, нержавеющей сталей получают гибкой из листа традиционными способами с радиусами по зонам сгиба, равными 2–3 толщинам исходной листовой заготовки, что не удовлетворяет авиастроению.

Создание усилиями научно-исследовательских подразделений ВИАМ, ВИЛС и др. совместно с металлургическими и авиастроительными предприятиями перспективных высокопрочных и легких сплавов позволило уменьшить толщины используемых в конструкциях ЛА листовых материалов. Профили из высокопрочных материалов, которые оказываются труднодеформируемыми, невозможно получить методом прессования толщиной менее 1,0 – 1,5 мм, а потому их изготовление из листа стало неизбежным. Изготовление гнутолистовых тонкостенных профилей методами холодной деформации при наружных радиусах R по зонам сгиба более 3 – 5 толщин не обеспечивает необходимую жесткость уголкового зоны, тем более имеет место локальное утонение материала. Их изготовление при горячей деформации значительно усложняет и удорожает процесс.

Таблица 4.2. Гнутые профили, применяемые в отечественном авиастроении

Тип профиля	Геометрия сечения	Кол-во профиле- размеров, ед	Параметры сечения, мм					Ширина заготовок $B_{з\max}$	
			B	H	b	S_0	R		α , град
1. Угловые		155	-	10-75	8-60	0,6-4,0	1,0-5,0	-	135
2. Швеллерные, в т. ч. с отбортовками		55	10-75	2-100	-	0,6-5,0	1,0-6,0	-	280
3. Зетовые, в. т.ч. с отбортовками		38	16-75	12-675	8-30	0,6-2,5	1,2-5,0	-	125
4. Корытообразные в т. ч. с отбортовками		43	30-94	8-50	8-25	0,6-2,0	12-6,0	10-30	200

Поэтому перед конструкторами и технологами отрасли стоит задача создания профилей из листовых заготовок, несущая способность которых приближается к прессованным. Решение такой задачи обеспечивает метод стесненного изгиба (С.И), предложенный Г. В. Проскураковым в начале шестидесятих годов прошлого столетия [28]. Профили имеют локальное утолщение по зонам сгиба в зависимости от марки материала до 1,2 – 1,3 при холодной деформации и $\eta = s/s_0$, где s – толщина по биссектрисе угла зоны сгиба до 1,4 – 1,65 – при горячей деформации.

Усилиями Ульяновского подразделения НИАТ, с которым много лет ведет совместную работу по проблемам С.И. кафедра «Самолетостроение» УлГТУ, отработана технология изготовления гнутолистовых тонкостенных профилей из разных материалов не только номенклатуры, указанной в табл.4.1. Представленные из этой группы на рис.4.2 профили могут найти применение в гофровых конструкциях, жесткостях, трубопроводных коммуникациях, как средства местного усиления и т.п. Стесненным изгибом могут быть выполнены металлические соты, гофровый наполнитель трехслойных несущих поверхностей ЛА и т.п.

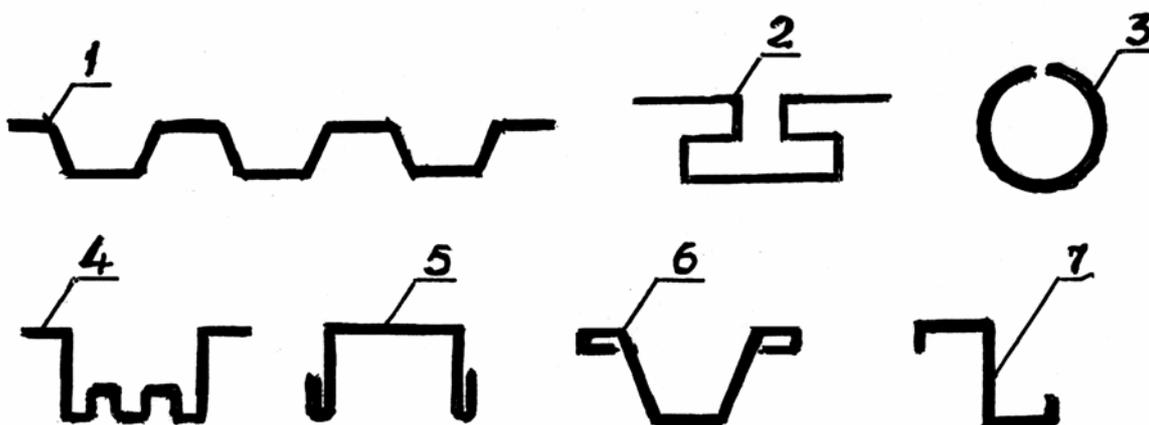


Рис.4.2. Сечение технологически отработанных тонкостенных гнутолистовых профилей: 1 – гофровый наполнитель; 2 – подкрепляющий профиль для панелей большетонажных ЛА; 3 – для сварного трубопровода; 4 – для большегабаритных жесткостей; 5,6,7 – подкрепляющие профили панельных конструкций

Если подобрать оптимально параметры профилей и процесса их изготовления, обеспечивающего выполнение качественных показателей, то профили могут оказаться весьма эффективными по массе. Так панели с профилем 2, полученным методами интенсивного формообразования, могут вполне по работоспособности конкурировать с фрезерованными панелями при меньшей массе конструкции. Профиль 3 отработан для изготовления сварного трубопровода диаметром до 80 мм и т.д.

Отбортовка профилей 5, 6, 7 повысит их жесткостные характеристики.

4.2. Требования технологичности при изготовлении деталей из прессованных профилей

4.2.1. Детали продольного набора

Применяемые в конструкциях ЛА детали из прессованных профилей должны для обеспечения технологичности удовлетворять ряду требований. Рекомендуется:

использовать максимально профили, освоенные отечественной металлургической промышленностью. Скосы на полках профилей выполнять по прямой; угол скоса α унифицировать ($\alpha=45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$); подсежки выполнять в зависимости от материала по соответствующим отраслевым стандартам (рис.4.3);

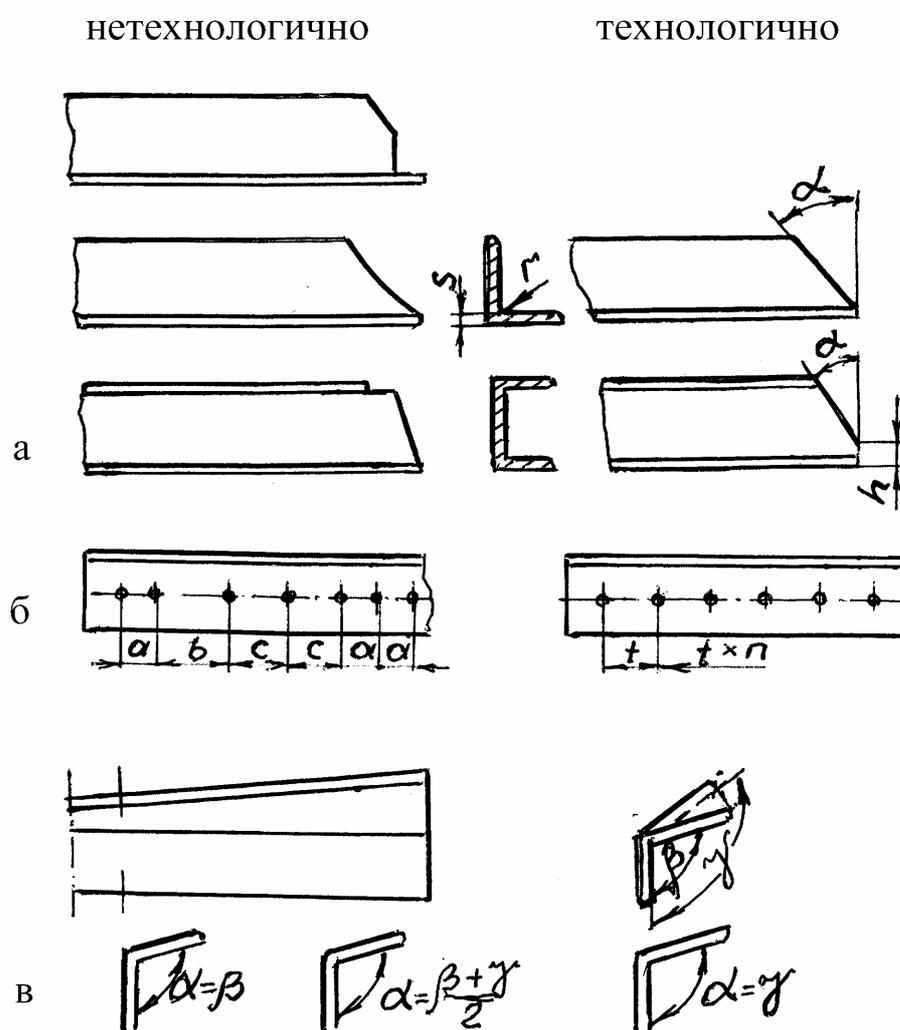


Рис.4.3. Рекомендации по технологичности деталей из прессованных профилей:
а – выполнение скосов; б – выполнение отверстий под заклепки; в – изготовление деталей с переменной малкой

отверстия под заклепки в деталях типа стоек располагать с шагом t , кратным 5 мм, что позволяет пробивать отверстия групповыми штампами или сверлить их на станках с многошпиндельными головками;

малкованные детали из разных материалов выполнять по действующим на предприятии ОСТ. При закрытой малке (рис.4.4,а) величина «у» не оговаривается и не проверяется. Разрешается при открытой малке снимать выступающую часть профиля на величину «х», после чего производить антикоррозионную защиту. При переменной малке заказывать малкованный профиль с углом α , равным большему углу детали;

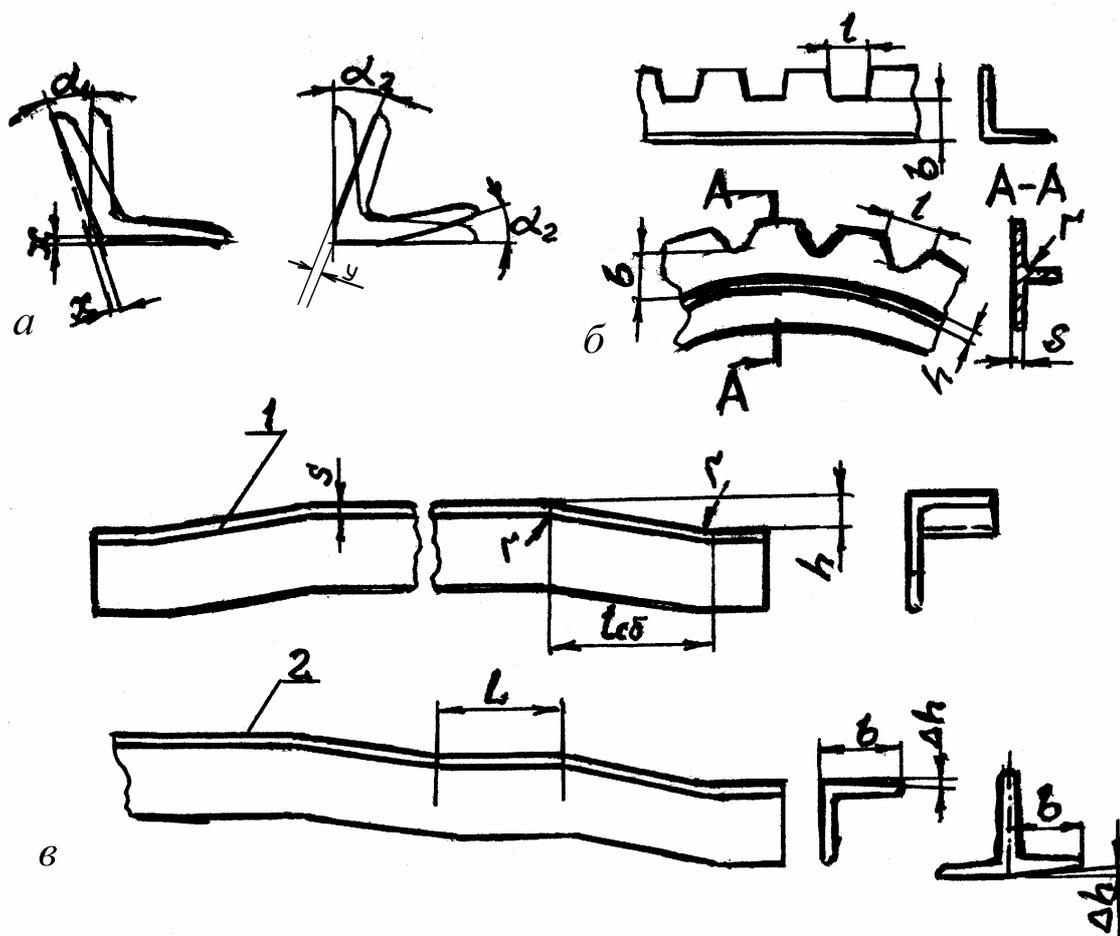


Рис.4.4. Требования технологичности при изготовлении малкованных деталей и с подсечками: а – виды малковок: открытая и закрытая; б – выполнение вырезов облегчения в полках; в – виды подсечек и их параметры

вырезы облегчения в полках унифицировать по размерам впадин l и h , что позволит выполнять их просечкой в штампе вместо фрезерования (рис.4.4,б), $b \geq l + 2$ мм;

размеры подсечек на деталях выполнять соответственно действующим ОСТ и РТМ с параметрами, как показано на рис.4.4,в. Чаще применяются двухсторонние подсечки 1 (стойки лонжеронов, стенки шпангоутов и т.п.). Расстояние между зонами подсечки L должно быть не менее 50 – 60 мм. Иногда требуется выполнять и ступенчатую подсечку 2.

Допускается искажение профиля после подсечки на $\Delta h \leq 0,01b$, а непараллельность подсеченной полки профиля $h - h_1 = \pm \Delta 1$ мм, где h_1 – глубина подсечки на расстоянии 15 мм от зоны подсечки (l_{CB}). Детали швеллерного и таврового се-

чения на ребро не подсекаются. Также не допускается подсечка в штампах деталей из трапециевидных швеллеров (см. рис.4.1). Подсечка выполняется механической обработкой.

4.2.2. Детали поперечного набора

Если нет необходимости применять в конструкции усиленных шпангоутов монолитные узлы, то они могут выполняться из пресованных профилей. Рекомендуется их проектировать из профилей симметричного сечения относительно плоскости изгиба или ей перпендикулярной.

Такие профили (криволинейные детали) должны соединяться со стрингерным набором непосредственно или через технологические компенсаторы, а с обшивкой – с помощью технологических компенсаторов из листового материала (рис.4.5,а). Вырезы в шпангоуте даже при большой высоте стенки крупногабаритных шпангоутов не рекомендуются.

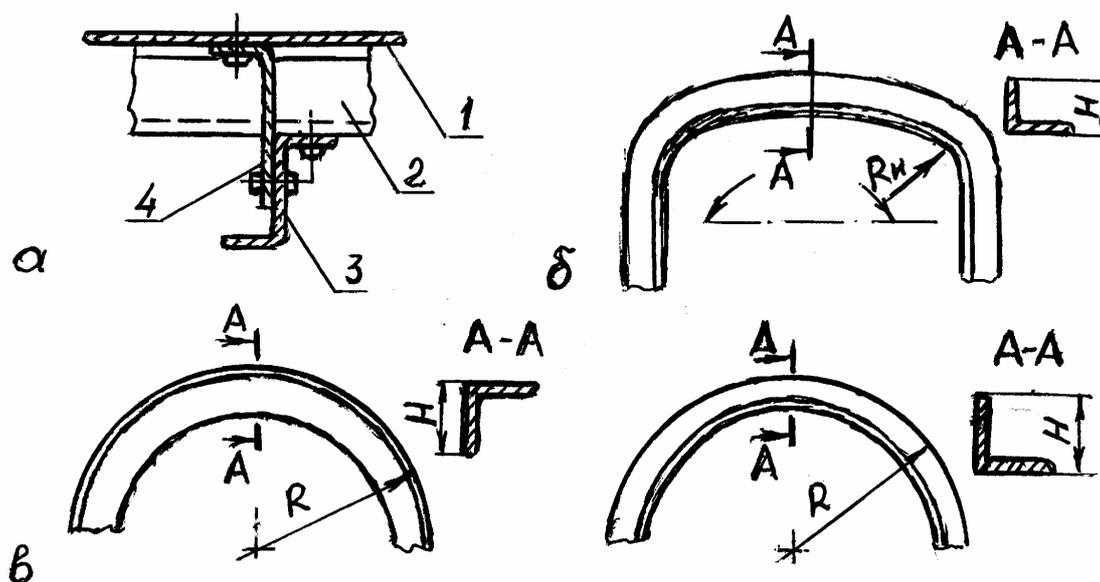


Рис.4.5. Параметры технологичности пресованных профилей, используемых для поперечного набора ЛА: а – соединение элементов конструкции; б – для деталей, изготавливаемых методом гибки с растяжением; в – при гибке по радиусу

Не рекомендуется применять криволинейные детали с переменным радиусом кривизны из швеллерных и двутавровых профилей, изогнутых на ребро.

Для повышения технологичности при изгибе профилей рекомендуются наименьшие радиусы:

полкой внутрь – не менее $6H$;

полкой наружу – не менее $5H$ (рис.4.5,в), где H – высота полки профиля в плоскости изгиба.

Для деталей, изготавливаемых методом гибки с растяжением, радиус изгиба предусматривать $R > 10H$, а угол изгиба – не более 180° .

4.2.3. Особые случаи применения профильных деталей

В ряде случаев находят применение мелкие детали из прессованных профилей типа технологических компенсаторов. Рекомендуется унифицировать их по длине и форме. Однако целесообразно их проектировать из листового материала.

Высокая удельная прочность сплавов из титана позволила расширить их применение не только в конструкции самолетов ВВС, но и в гражданских. Заготовками титановых профилей могут быть:

- прессованные профили точных размеров сечений;
- прессованные профили с припуском по сечению до 2-3 мм на сторону;
- сваренные из листовых полос АрДЭС;
- гнутые листовые профили с наплавленной вершиной угла.

Такие профильные заготовки имеют пониженную пластичность (сплавы ОТ4, ОТ4-1, ВТ22) или низкую пластичность (сплавы ВТ14, ВТ20 и др.) Поэтому при изготовлении из них профилей вводится ряд ограничений, определяемых несколькими РТМ. Для примера некоторые ограничения приведены в табл.4.2. Относительные радиусы $R_{отн} = R/H$, где R – радиус гибки профиля, H – высота изгибаемой полки (см.рис.4.5,в).

Таблица 4.2. Рекомендации при гибке профилей из сплавов ОТ4, ВТ20, ВТ22 при холодной и горячей деформации

Направление изгиба профиля	Марка сплава	Толщина вертикальной полки	мм			
			Разрушающие и допустимые относительные радиусы			
			холодная		горячая	
			$R_{отн}$ (разруш.)	$R_{отн}$ (допуст.)	$R_{отн}$ (разруш.)	$R_{отн}$ (допуст.)
От полки (с растяжением полки)	ОТ4	-	3,0-3,5	6-9	1,5	2,5-3,0
	ВТ20		6	12-15	3	5-6
	ВТ22		4,5-5,0	9-10	1,5	2,5-3,5
На полку (с посадкой полки)	ОТ4	1,5	2,8-4,0	8-9	1,5	2,5-3,0
		2,0	3,0-3,5	6-9		
	ВТ20	1,5; 2,0 и более	2,8-4,0 6	8 6	3	5-6
	ВТ22	1,5; 2,0 и более	2,8-4,0 4,5-5,0	8 4,5-5,0	1,5	2,5-3,5

Прессованные и сварные профильные заготовки из сплавов ВТ14, ВТ20 рекомендуется применять для деталей с деформациями не более 1% или для прямолинейных деталей. Не рекомендуется применять профили, имеющие сложные контуры сечения с большим количеством полок в разных плоскостях.

Профили из алюминиево-литиевых сплавов, например, 1420, относящихся к труднодеформируемым, можно изготавливать, используя менее жесткие рекомендации для титановых профилей.

4.3. Обеспечение технологичности гнутолистовых профилей

Профили и гофры, полученные гибкой из листовых заготовок, рекомендуются для применения во всех перспективных ЛА, благодаря их следующим преимуществам перед прессованными: относительная простота и малая трудоемкость изготовления; возможность получения различной формы поперечного сечения в условиях любого заготовительно-штамповочного производства; возможность изготовления неограниченной длины, малой и переменной толщины по сечению; повышенная прочность, коррозионная стойкость и меньший допуск на толщину; стабильность полученной геометрии сечения и механических свойств по длине; возможность создания гофрированных панелей большой ширины и т.д. [29].

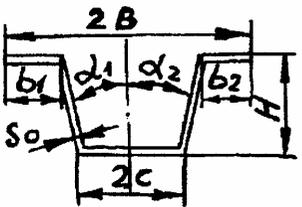
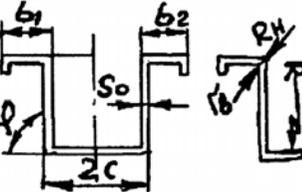
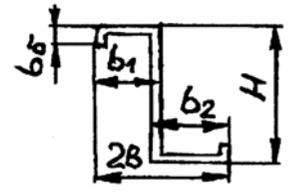
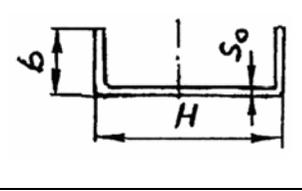
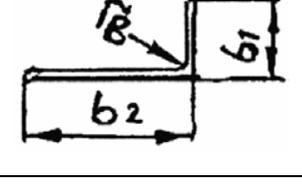
Изготовление гнутолистовых тонкостенных профилей с локальным утолщением по зонам сгиба, что позволяет обеспечить метод стесненного изгиба, приближает их жесткостные характеристики к жесткости прессованных профилей. В настоящее время отработана технология изготовления гнутых из листовых заготовок профилей как в условиях холодной деформации (из пластичных материалов), так и при горячей деформации (титановые, бериллиевые сплавы, высокопрочные стали и т.п.).

При проектировании и изготовлении таких профилей (см.рис.4.2, табл.4.1) требуется обеспечить выполнение ряда специфических требований технологичности. Они оказываются различными в зависимости от параметров и материала профилей. Соответственно геометрии поперечного сечения в табл.4.3 профили представлены пятью группами А, Б, В, Г, Д [24]. Именно геометрия и материал профилей определяют такую специфичность.

Более технологичными и с лучшими показателями по массе являются профили:

1. Изготовленные из рулонной ленты. При раскрое ленты заготовки по ширине B_3 не должны иметь отклонения более 0,2 мм. Необходима зачистка заготовок по линии реза.
2. Для создания стабильного торцевого поджатия профилируемой заготовки необходимы двухсторонние симметричные скосы в заходной части соответственно углу захвата деформирующим роликовым инструментом по длине $l \alpha = (0,25-0,5)R$, где R – радиус гибочных роликов.
3. Важнейший параметр профилей локальное утолщение по зоне сгиба $\eta = s/s_0$, где s – толщина профиля по биссектрисе угла, обеспечивающий повышение жесткостных характеристик, должен при холодной деформации находиться в пределах $\eta \geq 1,20 - 1,30$ для пластичных материалов и $\eta \geq 1,12 - 1,20$ для низкопластичных, а при горячей деформации $\eta \geq 1,4 - 1,5$.
4. Оптимальное утолщение η обеспечивается при относительных радиусах в зависимости от марки материала внутреннего $\bar{r} = (0,6 - 1,0)s_0$ и наружного $\bar{R} = (0,6 - 1,2)s_0$. Отклонения по длине профиля не более 5 – 8%.
5. Соотношение ширины полки b , которой профиль присоединяется к обшивке, и толщины исходной заготовки s_0 рекомендуется в пределах $b/s_0 \leq 8 - 12$;

Таблица 4.3. Параметры технологически отработанных тонкостенных профилей из листовых заготовок различных материалов

№№ гр.	Параметры профилей	Материал	S_0	2В	2с	Н	α , град.	b	b_6	\bar{r}_B	\bar{R}_H
А		1451, 1430, 1460, ВТ1, Д16, АМг6, АБМ1, ОТ4-1, ОТ4, ВНС-2, 20Х13Н4Г9Н, АБМ1-1, ВТ16	0,5-2,0	40-96	10-40	10-50	25-0	10-22	-	0,5-1,2	0,2-1,8
Б		Д16, 1451, 1430, 1460	1,2-2,5	36-80	20-40	18-50	-	12-22	4-6	0,8-1,6	0,5-1,6
В		Д16, 1430, 1451, 1460	1,2-2,0	30-45	-	20-50	-	10-25	4-6	0,8-1,5	0,5-1,5
Г		Д16, АМг6, ВТ1, АБМ1-1, АБМ1, АБМ4, ОТ4-1, ОТ4	0,8-1,8	-	-	15-40	-	10-20	-	0,5-1,6	0,5-1,6
Д		Д16, ВТ1, ОТ4-1, ОТ4	0,6-2,0	-	-	-	-	10-25	-	0,6-1,2	0,5-1,0

6. Целесообразно предусматривать для повышения жесткости отбортовку полок $b_{\delta} = (0,2 - 0,25)b$;
7. Отклонение прямолинейности на базовой длине $\ell_{\delta} = 1000$ мм не должны превышать $1,0 - 1,2$ мм;
8. Изготовление профилей проводить на специализированном оборудовании типа ВПУ-120, ВПУ-150, ГПС-300, ГПС-600 и др. Оптимальный процесс – сочетание прокатки и волочения.

Возможны другие специфические требования технологичности в зависимости от геометрии сечения профиля и материала.

5. ПРИМЕНЕНИЕ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИХ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

5.1. Способы соединения деталей и их выбор

Технологичность самолета в значительной степени определяется рациональным выбором аэродинамических обводов и конструктивно-технологическим членением. Под членением понимается разделение самолета конструктивными, эксплуатационными и технологическими разъемами и стыками на агрегаты, отсеки, секции, узлы и детали.

Разъем – соединение, обеспечивающее возможность некоторого перемещения или отсоединение элементов конструкции без повреждения основных и крепежных элементов конструкции.

Стык – неразъемное соединение, при котором разъединить элементы конструкции без их повреждения невозможно.

Конструктивными разъемы и стыки считаются, если в соединении элементы конструкции различного функционального назначения. **Эксплуатационными** – если обеспечиваются требованиями транспортировки, демонтажа и т.п.

Технологические разъемы и стыки, если они вызваны требованиями независимого и параллельного изготовления сочленяемых элементов конструкции.

Оптимальное членение конструкции определяется на основе технико-экономических расчетов с учетом конкретных условий производства. Расчлененные элементы конструкции в процессе сборки образуют те или иные соединения.

Соединение деталей, узлов, панелей и агрегатов самолета и любого летательного аппарата осуществляется клепкой, болтами, клеями, клееклепкой, сваркой и клеесваркой, пайкой. Выбор способа соединения определяется в первую очередь требованиями обеспечения качества, надежности и ресурса конструкции. Но немаловажны требования технологического совершенства соединения, позволяющие при необходимой прочности снизить трудоемкость выполнения соединения в серийном производстве.

Рациональность применения соединения определяется и маркой материала, и толщиной собранной конструкции. С позиции концентрации напряжений наибольшая эффективность обеспечивается клеевых соединений при толщине соединяемого пакета $s = 0,8 - 1,2$ мм; заклепочных - при $s = 1,5 - 3,0$ мм, болтовых – при $s > 3,0$ мм.

Особенность и достоинства клеевых соединений в достаточной степени рассмотрены в предыдущей главе.

Наиболее надежным и наиболее распространенным в настоящее время является **способ соединения элементов конструкции самолета клепкой**. Применение клепки обосновано ее преимуществом перед другими соединениями в прочностном, экономическом и технологическом отношениях, а главным образом степенью освоения и оснащенностью технологических процессов.

Рациональность соединения элементов конструкции клепкой определяется введенным условным коэффициентом стоимости (табл.5.1) и затратами на уста-

новку 1000 силовых точек, которые приведены без учета индексации цен в период 1992-2003 г.г.

Таблица 5.1. Затраты и коэффициент стоимости на установку 1000 силовых точек соединений, выполненных различными способами

№ п/п	Способы соединения	Условные затраты, руб.	Коэффициент стоимости
1	Сверление дрелью и ручная клепка	3,71	4,7
2	Сверление дрелью и одиночная прессовая клепка	2,56	3,3
3	Механизированное сверление и групповая прессовая клепка	2,04	2,7
4	Автоматическая клепка	0,99	1,3
5	Сварка ТЭС : алюминиевых сплавов нержавеющих сталей	2,11 0,60	2,7 0,8
6	Сварка на роликовой машине : алюминиевых сплавов нержавеющих сталей	0,79 0,33	1,0 0,43
7	Сборка на болтах : соединения 10-12 квалитета точности соединения 6-8 квалитета точности высокоресурсные (с натягом)	16,91 13,41-10,30 22,0	14,0-17,6 - -

Табличные данные показывают целесообразность соединения сваркой, одного из наиболее производительных и экономичных методов создания неразъемных соединений.

Сварка позволяет создавать конструкции, наиболее рациональные по форме и размерам, приближенные к монолитным; обладающие высоким коэффициентом использования материала и высоким уровнем прочностных показателей.

Сварка легко автоматизируется, обеспечивает высокий КИМ, достаточно легко контролируется, позволяет снизить массу конструкции и трудоемкость изготовления соединения.

Неслучайно в конструкции фюзеляжа самолета Ан-124 сварка широко используется для соединения стрингерного набора с обшивкой, а элементы конструкции местного усиления (окантовки, усиливающие накладки и т.п.) соединяются клепкой (рис.5.1).

Болтовые соединения, уступая клепаным, клеевым и сварным по коэффициенту стоимости и затратам на изготовление, особенно при использовании в высокоточных и ответственных узлах, необходимы для разъемных соединений и в случаях передачи значительных сосредоточенных нагрузок, имеют повышенную долговечность.

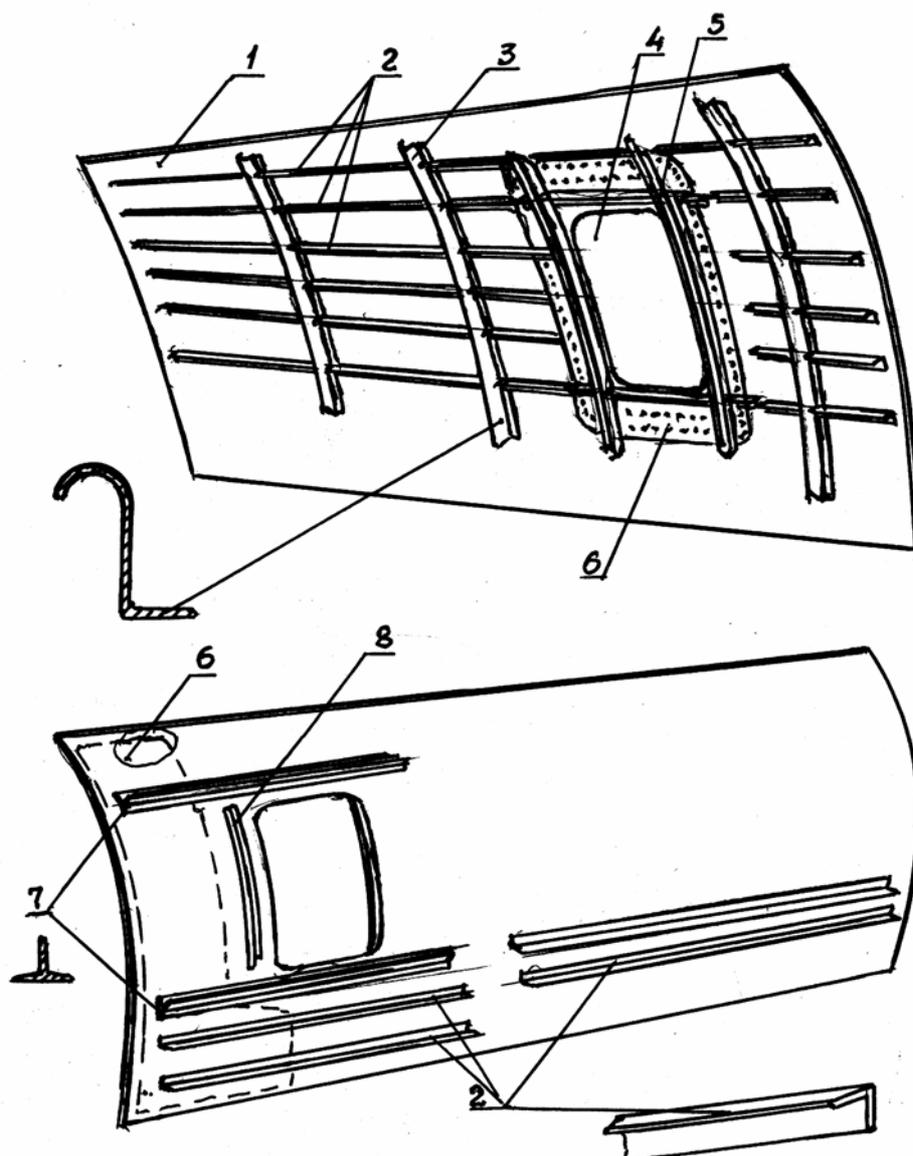


Рис.5.1. Панель кабины экипажа самолета Ан-124 «Руслан»: 1 – обшивка; 2 – стрингеры; 3 – шпангоуты; 4 – дверной проем; 5 – окантовка; 6 – накладка усиливающая; 7 – балки усиливающие; 8 – профиль

Варьирование геометрических параметров шва, соотношений механических свойств соединяемых деталей и материала крепежных элементов, величиной радиального и осевого натягов, обеспечивая упрочнение отверстий и крепежа, можно соединения сделать высокоресурсными, повысить усталостную прочность и надежность конструкций.

Применение в конструкциях стальных, титановых болтов с упругопластическим натягом, кроме увеличения в 2 – 4 раза выносливости, обеспечивает герметичность соединений и позволяет снизить массу конструкций.

использование клеезаклепочных, болт-заклепочных и клеесварных соединений позволяет усилить эффект определенных характеристик базовых соединений. Выбор способа соединения требует проведения всестороннего тщательного анализа нагружения конструкции в полете и работы элементов конструкции под нагрузкой.

5.2. Технологичность соединений заклепочным швом

Поскольку в конструкциях ЛА до 75-90% соединений может быть выполнено заклепками, то разработчики клепаных конструкций должны требовать технологичности (производства) ставить наравне с прочностными. Конструкции должны позволять расширение если не автоматизации выполнения соединений, то хотя бы механизации. Данные таблицы 5.2 убедительно подтверждают такую необходимость [4].

Таблица 5.2. Относительная трудоемкость и технологическая себестоимость выполнения заклепочного соединения при разной степени механизации и автоматизации

Применяемые средства механизации и автоматизации при клепке	Трудоемкость изготовления шва, %	Технологическая себестоимость, %
Сверление, зенкование отверстий и клепка ручным механизированным инструментом	100	100
Сверление, зенкование отверстий на радиально сверлильном станке; одиночная клепка на прессе	48	32
Образование отверстий и их подготовка с помощью СЗУ ; групповая клепка на прессе	23	21
Автоматическая клепка; зачистка головок потайных заклепок на автоматах	10	22

При проектировании и изготовлении клепаных узлов, отсеков и агрегатов для повышения технологичности рекомендуется выполнить следующие требования.

1. Проектировать конструкции с открытыми двусторонними подходами к месту клепки и с габаритными размерами, позволяющими расширить применение средств механизации и автоматизации.

2. Стрингеры в панельных конструкциях в зависимости от конфигурации располагать :

на плоских и цилиндрических панелях по образующим параллельно друг другу;

на конических панелях (типа крыльевых) – по процентным линиям;

на панелях двойной кривизны – в плоскостях, проходящих через ось вращения отсека.

3. Стрингеры по периметру отсеков фюзеляжа разбивать через равные или кратные какой-либо рациональной величине промежутки.

4. Поперечные элементы жесткости располагать параллельно друг другу. Расстояние между ними назначать кратным шагу заклепок по стрингерам.

5. Для продольных и поперечных элементов жесткости в узлах и агрегатах применять только открытые профили как прессованные, так и гнутолистовые.

6. В агрегатах (крыло, оперение, лонжероны и т.п.) с разъемом по хорде выполнять стыковые швы внахлестку.

7. Количество разновидностей швов в пределах одного непанелированного отсека, панели или узла должно быть наименьшим, швы унифицировать по типу, диаметру, шагу заклепок, особенно для многорядных швов.

8. В узлах и панелях с переменной толщиной пакета, где используются заклепки разных типоразмеров при разном шаге, их унифицировать по зонам.

9. Не рекомендуется применять соединение встык с одной накладкой (рис.5.2,а). Трудоемкость такого соединения в 2,0 – 2,5 раза выше, чем соединения внахлестку при равнопрочности (рис.5.2,б).

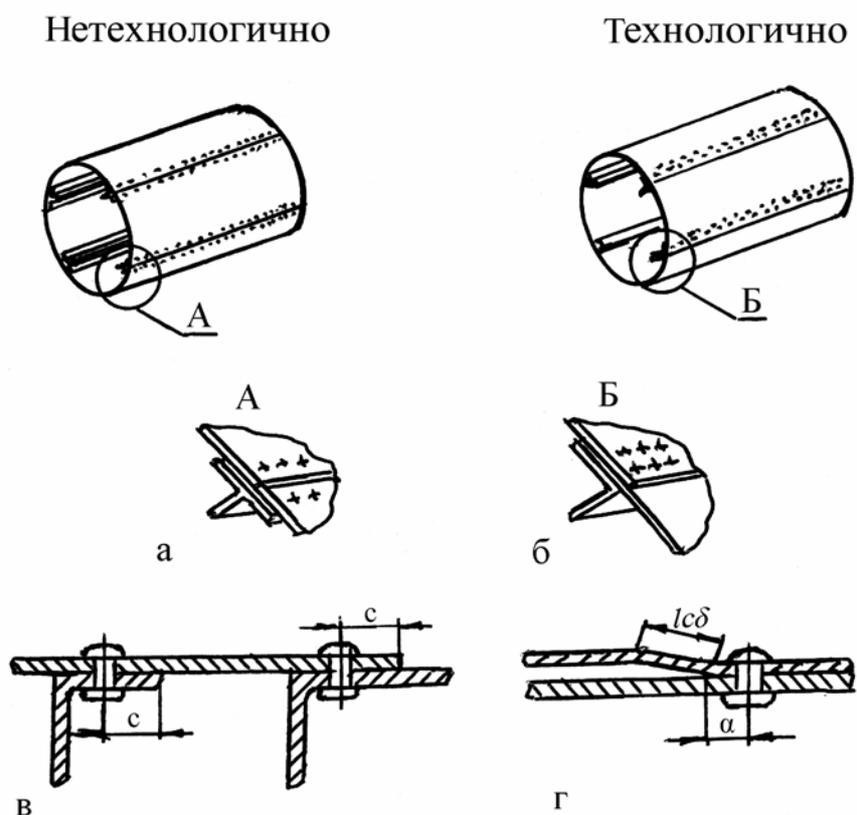


Рис.5.2. Требования технологичности при соединении заклепками:

а, б – нетехнологичное и технологичное соединение панелей; в – обеспечение перемычки заклепочных швов; г – расположение оси заклепки в зоне подсечки

10. Минимальные расстояния «с» от оси шва до края профиля или листа должно быть не менее двух d_3 , то есть $c \geq 2 d_3$. В местах подсечек и скруглений оси заклепок располагать на расстоянии от конца сбega или скругления $c \leq 0,5 D$, где диаметр закладной или замыкающей головки заклепки.

11. Шаг заклепок в швах, определяемых расчетом на прочность, выбирать соответственно существующим ОСТ : 12,5; 15; 17,5; 20; 25; 30; 35; 40; 50; 60 мм.

12. При невозможности использования для клепки стационарного прессового оборудования при проектировании узлов типа балок, шпангоутов и т.п. предусматривать применение ручных клепаных прессов. Параметры элементов конст-

рукции в зоне соединения должны быть такими, чтобы обеспечивался доступ ручного пресса к расклепываемой заклепке.

13. В заклепочных швах замыкающие головки заклепок располагать: со стороны большей толщины при однородных пакетах;
- со стороны более прочного материала при разнородных пакетах.

Можно предъявить к заклепочным соединениям ряд других требований.

5.3. Требования технологичности при выполнении соединений на сверильно-клепальных автоматах

Сверильно-клепальные автоматы (АК) обеспечивают за один автоматический цикл заклепочное соединение, выполняя все операции технологического процесса: сверление, зенкование, вставка заклепки, образование замыкающей головки, зачистка закладной потайной головки. Перемещение при этом узлов и панелей на шаг заклепок осуществляется автоматически по программе, а также вручную.

Для выполнения соединения на автоматах предъявляются особые требования по технологичности к соединяемым конструкциям.

1. Конструкция узлов и панелей должна обеспечить свободное перемещение силовых агрегатов АК в зоне клепки и удовлетворять требованиям, изложенным в п.5.2.

2. В пакетах из разнородных материалов листы или профили из более прочного материала не следует располагать между листами меньшей прочности, иначе будет иметь место увеличение диаметра отверстий со стороны входа сверла.

3. При выборе размеров узлов необходимо пользоваться данными табл.5.3. Наибольшие размеры зависят как от конструктивных особенностей автомата, так и от геометрической формы узлов (плоские, цилиндрические, конические). Увеличение ширины ухудшает обзор зоны клепки на автоматах без ЧПУ.

4. Клепку на автоматах рекомендуется производить заклепками-стержнями со скруглениями по торцам. Заклепки должны быть расположены по рядовым швам. В случае двух- трехрядных и более швов расстояние между рядами должно быть не менее 20 мм.

5. Для продольных и поперечных элементов жесткости в панелях и узлах применять только открытые профили. При этом отклонение размеров полок должно находиться в пределах $\pm 0,5$ мм.

6. Узлы и панели, применяемые в них заклепки, должны быть изготовлены из алюминиевых сплавов.

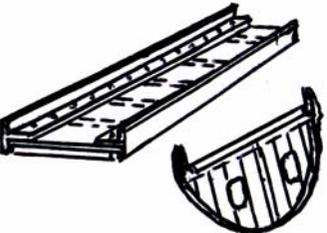
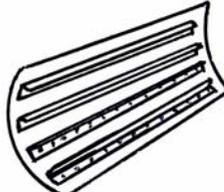
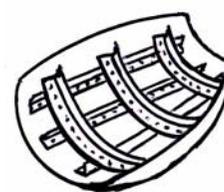
7. Типы и размеры заклепок должны быть в полном соответствии с технической документацией на них (ГОСТ, ОСТ и т.п.).

8. В конструкциях узлов и панелей, предназначенных для автоматической клепки, не применять двухстороннюю потайную клепку.

9. Для обеспечения стабильного качества заклепочное соединение должно быть толщиной 0,8 – 3,0 диаметра стержня заклепки.

10. Для свободного прохода заклепок в отверстия применять заклепки со скругленными торцами соответственно существующим ОСТ «Заклепки для автоматической клепки».

Таблица 5.3. Параметры технологического процесса при выполнении соединений на отечественных сверлильно-клепальных автоматах

Объекты клепки	Каркасные узлы				Панели													
					плоские					цилиндрические, конические					двойной кривизны			
Параметры																		
Модели оборудования	АК- 2,2- 0,5	АК- 3,4 -0,8	АК- 5,5- 2,4	АКЗ- 5,5- 1,2	АК- 2,2- 0,5	АК- 5,5- 2,4	АКЗ- 5,5- 1,2	АК- 16,0- 3,0	АКМП	АК- 2,2- 0,6П	АК- 5,5- 2,4	АК- 5,5- 1,2	АК- 16,0- 3,0	АКМП	АК- 5,5- 2,4	АКЗ- 5,5- 1,2	АК- 16,0- 3,0	АКМП
Длина, L_{\max} , мм	2000	3000	20000	10000	2000	20000	10000	10000		2500	20000	10000	10000		20000	10000	10000	
Ширина, B_{\max} , мм	450	750	2000	1150	450	2000	1150	2500		550	2000	1150	2500		2000	1150	2500	
Диаметр заклепки, d_3 , мм	3...4	3...5	3...6	3...6	3...4	3...6	3...6	4...8	3...6	3...4	3...6	3...6	4...8	3...6	3...6	3...6	4...8	3...6
Усилие прессо- вания, $P_{\text{пр}}$, кН	22	34	55	55				160	55	22				55	55	55	160	55
Вылет скобы, мм	500	800	2400	1200				--	2400	600								
Перемещение на шаг заклепочного шва	Р	М/Р	М/Р	М/Р	Р	М/Р	М/Р	А	А	Р	М/Р	М/Р	А	А	М/Р	М/Р	А	А
Зачистка потай- ной головки	—		—		—	—				—	—				—			

Условные обозначения: А – автоматизированная настройка режимов; М – механизированное; Р – ручное;
«—» – операция отсутствует.

В конкретных условиях проектирования и изготовления узлов и панелей на АК могут быть предъявлены и другие условия технологичности.

5.4. Руководство по технологичности узлов и агрегатов с применением болт-заклепочных соединений

Повышение работоспособности соединений силовыми точками обеспечивается при наличии не только радиального натяга, но и осевого. Такие возможности создает болт-заклепочное соединение, где независимо от квалификации исполнителя достигается усилие сжатия пакета в пределах 60 – 70% от разрушающей нагрузки стержня. Тем более в болт-заклепочном соединении возможно создание и радиального натяга, что делает соединение высокоресурсным.

Существует два основных типа болт-заклепок: с технологическим хвостовиком и без технологического хвостовика. Их параметры, материал, применение устанавливаются отраслевыми стандартами.

Болт-заклепка с технологическим хвостовиком (рис.5.3,а) состоит из стержня и кольца. Стержень имеет гладкую рабочую часть 1 длиной $\ell = s + 10 \dots (-0,9)$ мм, несколько меньшую толщины пакета s для более качественного соединения; закладную головку 2 традиционных форм; продольную часть с накаткой, разделенную шейкой 3 на рабочую 4, по которой обжимается кольцо 5 при завершении соединения, и хвостовик 6, обрываемый после обжатия кольца.

Материал стержня: Д16П, 30ХГСА или 16ХСН, ВТ16, кольца Д18, сталь 15, В65, ВТ16, ВТ10, 13Х11Н2В2МФ-Ш и др. в зависимости от метода изготовления высадкой или точением.

Болт-заклепка без технологического хвостовика состоит из стержня (сталь 30ХГСА или титановый сплав ВТ16) и кольца из стали 15 или сплавов В65, ВТ16. При их постановке необходим доступ с двух сторон. Типовые места конструкций для постановки таких болт-заклепок приведены на рис.5.3,в. Диаметры болт-заклепок, мм - 3,5; 4,0; 5,0; 6,0; 8,0; 10,0. Номинальные размеры колец $D = 1,6d$, $H = 1,4d$.

Замыкающая головка образуется при обжатии специальным инструментом кольца 5 на накатке части 4. В зависимости от диаметра и материала болт-заклепки необходимы определенные усилия для клепки и в зависимости от конструктивных особенностей соединения следует обеспечить ряд указанных на рис.5.3 параметров H_1 , H_2 и т.д., руководствуясь отраслевыми стандартами. Важно для подхода инструмента иметь размер «а» не менее 7 – 17 мм.

Болт-заклепочные соединения имеют ряд преимуществ по сравнению с другими соединениями:

- бесшумность и отсутствие вибраций при постановке в конструкцию в отличие от ударной клепки;

- трудоемкость и себестоимость в 1,5 – 2,0 раза, а масса в 1,2 – 1,5 раза меньше, чем у болтовых соединений;

- при тех же материалах значительно выше усталостная прочность по сравнению с болтовыми соединениями;

- в 2 раза выше по сравнению с болтовыми соединениями предел выносливости на разрыв.

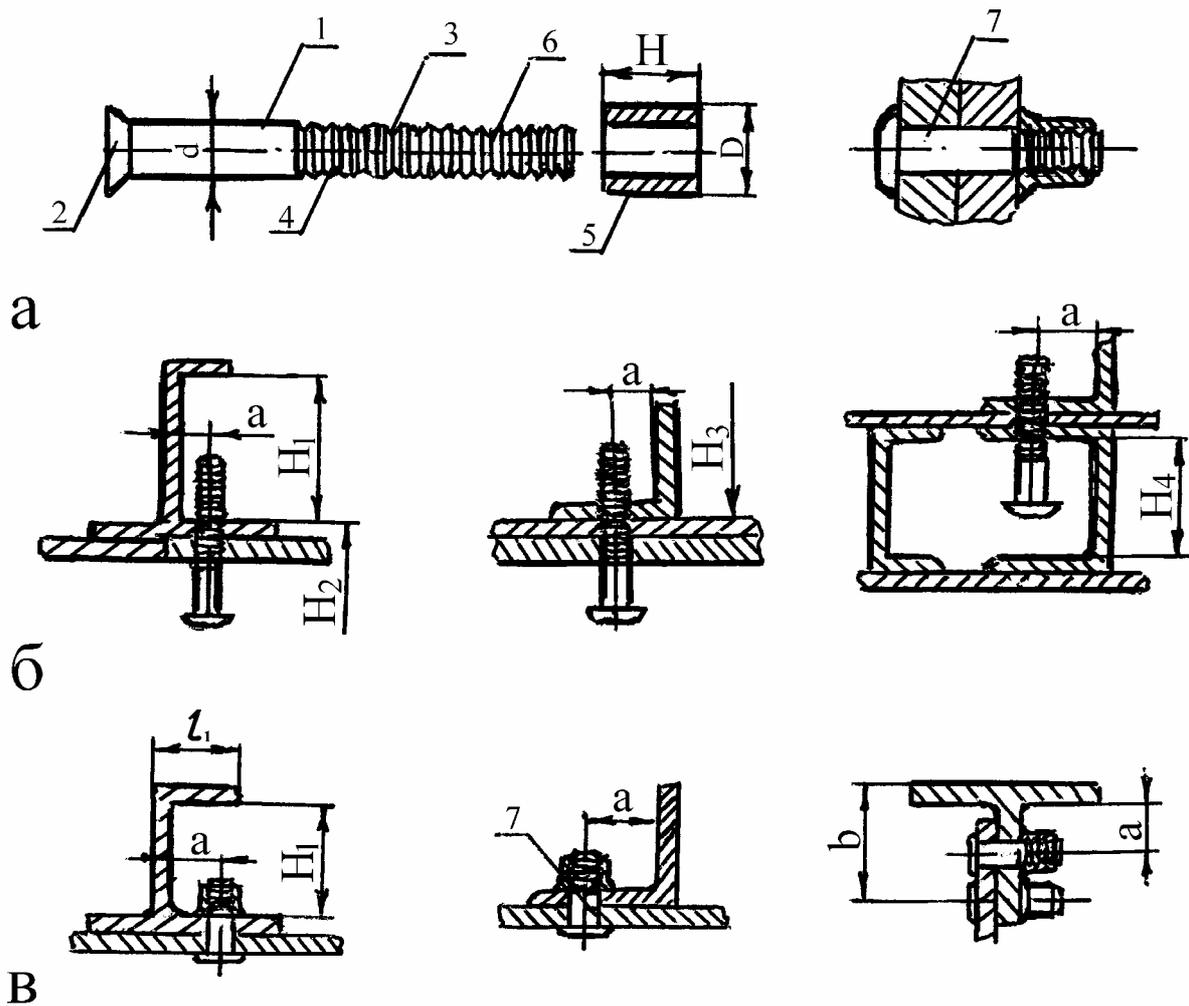


Рис.5.3. Болт-заклепочные соединения: а – болт-заклепка с технологическим хвостовиком; б – типовые места конструкций, выполненных болт-заклепками с технологическим хвостовиком; в – типовые места конструкций для постановки болт-заклепок без технологического хвостовика. 1 – гладкая рабочая часть стержня; 2 – закладная головка, 3 – шейка; 4 – рабочая накатанная часть; 5 – кольцо; 6 – хвостовик; 7 – типовое соединение болт-заклепкой

Из требований технологичности необходимо выполнить:

1. Болт-заклепки рекомендуется применять в герметичных и негерметичных швах при сборке узлов взамен болтов при обеспечении заданной прочности.
2. Закладную головку стержня устанавливать со стороны элемента меньшей толщины и поверхности пакета, перпендикулярной оси отверстия, если в соединении элементы конструкции имеют уклон.
3. Предельные отклонения стержней болт-заклепок и отверстий при выполнении соединений должны соответствовать данным табл.5.4, где условно обозначены буквами стержни «с», отверстия «о».

При изготовлении сварных узлов ЛА наибольшее распространение получили процессы сварки : плавлением, таких конструкций как узлы шасси, систем управления, трубопроводных коммуникаций; и контактная сварка – при изготовлении тонкостенных конструкций из конструкционных, нержавеющей, жаропрочных сталей и сплавов, алюминиевых, титановых и магниевых сплавов. Применительно к таким конструкциям и сварочным процессам рассматриваются основные виды сварных соединений, представленные на рис.5.4 и в табл.5.5.

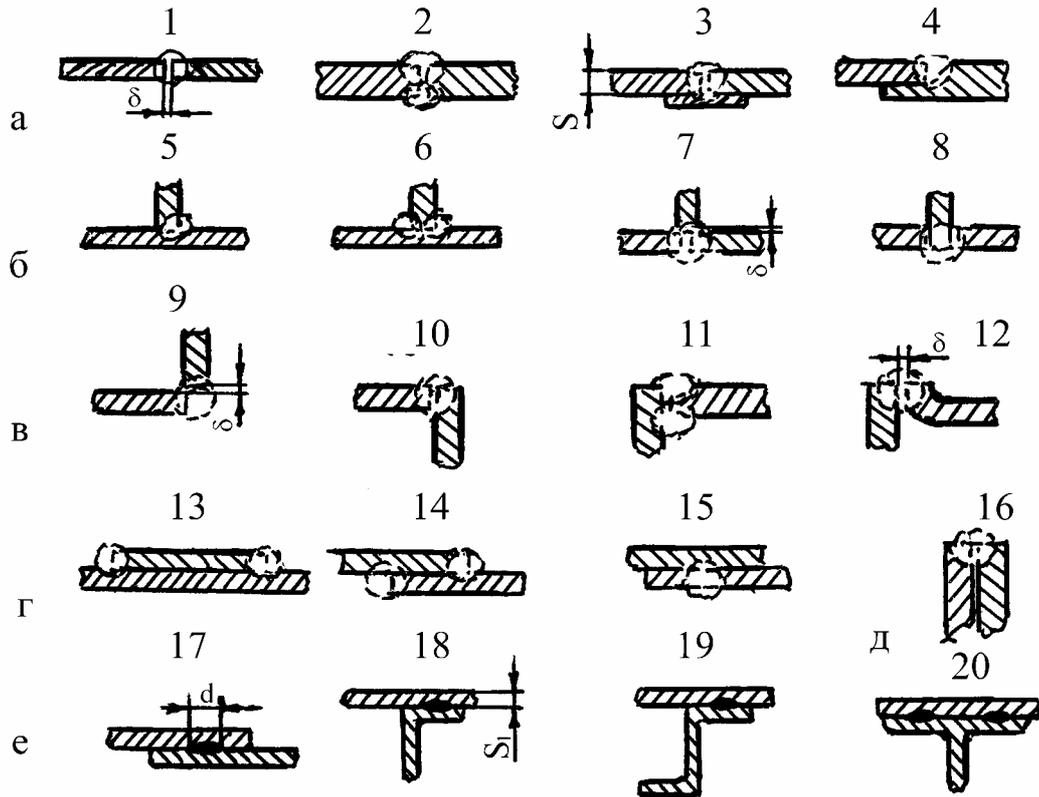


Рис.5.4. Виды сварных соединений и их код : а – стыковое (С); б – тавровое (Т); в – угловое (У); г – нахлесточное (Н); д – торцовое (Ц); е – нахлесточное, выполненное ТЭС (К); 1 – одностороннее; 2 – двухстороннее; 3 – с подкладкой; 4 – со спецзамком; 5 – одностороннее; 6 – двухстороннее; 7,8 – с проплавкой; 9,10 – одностороннее; 11 – двухстороннее; 12 – стыковое; 13 – одностороннее; 14 – двухстороннее; 15 – с проплавкой; 16 – торцовое с проплавкой; 17,18,19,20 – варианты соединения ТЭС

Существующая нормативно-техническая документация кодирует все применяемые виды соединений и устанавливает требования к конструктивным элементам подготовленных кромок и сварных швов [4]. В табл.5.5 такие требования даются упрощенно, а кодирование (условное обозначение) соответствует приведенным на рис.5.4, где пунктирно изображена зона будущего сварного шва. Приведенные данные не охватывают в нужной степени факторы, влияющие на технологичность сварных конструкций, тем более отсутствуют указания на виды сварки и используемое оборудование.

Таблица 5.5. Требования к сварным соединениям и их применение

Вид соединения (код)	Свариваемый материал (сплавы)	Толщина материала, мм	Наименование конструктивных узлов ЛА
1	2	3	4
С1	Стали разные Титановые	0,5 – 1,0 (30) 0,5 – 3,0 (10)	Листовые конструкции (Автоматическая сварка)
С2	Стали разные Титановые Алюминиевые Магниевые	0,6 – 25,0 3,0 – 30,0 4,0 – 16,0 (40) Св. 6,0	Обечайки, конусы, отсеки с кольцевыми швами
С3	Все стали Титановые Алюминиевые	0,6 – 3,0 До 60,0 До 4,0; 4,0 – 20,0	Узлы шасси, трубопроводы с кольцевыми швами; узлы крыла и оперения
С4	Стали разные Титановые	До 3,0; Св. 10,0 6,0 – 12,0	
Т5	Титановые Алюминиевые	Св. 2,0 Св. 3,0	Сложной конфигурации (ручная сварка); Панели, люки с жесткостями, емкости открытые
Т6	Все стали Титановые Алюминиевые	До 5,0 1,0 – 3,0 До 10,0 (10 – 20)	
Т7	Титановые Стали разные	0,1 – 3,0 До 5,0	Разные конструкции из листа
Т8	Титановые	0,5 – 1,0	
У9	Алюминиевые Титановые	До 3,0 Св. 2,0	Жесткости, емкости, разные тонкостенные конструкции; То же, герметичные
У10	Алюминиевые Титановые	До 3,0 Св. 2,0	
У11	Алюминиевые Стали разные	Св. 30,0 Св. 12,0	Разные сварные узлы
У12	Стали разные Титановые Алюминиевые	1,0 – 2,0 0,5 – 1,0 0,8 – 2,0	Отсеки, емкости, корпуса с кольцевыми швами (Автоматическая сварка)
Н13	Все стали Титановые	Св. 2,0 До 3,0	Настил грузового пола, Усиление панелей
Н14	Все стали и сплавы	0,1 – 4,0 (7,0)	
Н15	Стали разные Титановые Алюминиевые	0,2 – 10,0 0,5 – 1,5 2,0 – 6,0	Силовые конструкции различной конфигурации
Ц16	Стали разные Алюминиевые	0,1 – 3,0 1,0 – 3,0	
К17 К18	Алюминиевые Титановые	Соотношение свариваемых толщин 3:1 До 7,0	Балки, фермы, стойки, ребра жесткости, панельные конструкции, резервуары, обтекатели из листовых деталей, гнутых и прессованных профилей, как ТЭС, так и шовной сваркой
К19	Все стали		
К20	Все стали	Св. 0,5	

При проектировании сварной конструкции необходимо учитывать следующие факторы:

1. Число сварных соединений в узле должно быть наименьшим. Рекомендуется шире использовать детали из листового и фасонного проката.

2. Конструкция и габариты сварного изделия должны позволять проведение термической обработки, которая часто необходима для повышения прочности и удаления внутренних остаточных напряжений, причем, наиболее прогрессивными способами и на стандартном оборудовании.

3. Необходимо использовать наиболее работоспособные и удобно выполняемые типы соединений. Их расположение должно уменьшать вероятность возникновения сварочных деформаций.

4. Следует избегать перекрещивание сварных швов, что может привести к концентрации напряжений и хрупкому разрушению.

5. Параллельно с конструкцией необходимо проектировать технологические процессы ее изготовления, предусматривая комплексную механизацию и автоматизацию процесса и наиболее прогрессивные способы сварки. Автоматические и механизированные способы сварки широко используются при ДЭС конструкций большой протяженности большинства соединений.

Широко автоматизация и механизация может использоваться и при контактной сварке всех видов соединений 17, 18, 19, 20, рис.5.4,е. Узлы, свариваемые контактной ТЭС и шовной сваркой, по конструктивному признаку принято условно разделять на три группы: плоские или слегка изогнутые панели, наиболее технологичные конструкции; узлы резервуаров, различные тела вращения – менее рациональны, так как ухудшен доступ одного из электродов к месту сварки; узлы сложной пространственной формы – технологически нерациональны, применение автоматических и механизированных средств затруднительно.

Конструкция изделия должна допускать возможность **применения рациональной последовательности** сварки, сводящей к минимуму образование сварочных деформаций узла. Соединения, выполненные электроконтактной сваркой, принято разделять также на удобные, нормальные, неудобные и трудновыполнимые. Практически только удобные и нормальные соединения создадут условия для расширения комплексной автоматизации процесса сварки. Их и принято считать технологичными.

Если соединения должны быть герметичными (топливные баки ЛА и др.), то используется контактная шовная (роликовая) сварка. Но она требует определенного вида соединения, а это значит, что показатели ТКИ заметно снижаются.

Несмотря на большой объем исследований по оптимизации параметров сварочных процессов и соединений, многие проблемы в этом направлении требуют своего завершения. Малый объем учебных занятий по специальности «Самолето- и вертолетостроение» не позволяет студентам заняться углубленным изучением вопросов технологичности сварных конструкций. Поэтому к большому объему информации по технологичности сварных соединений в работе [4] студенты должны отнестись творчески.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии рассмотрены вопросы технологичности изделий и деталей авиакосмической техники, в основном, применительно к деталям самолетных конструкций, а также специфичность задач, стоящих перед ее разработчиками.

Определены пути совершенствования авиационной техники за счет новых материалов и решения вопросов технологичности на различных стадиях проектирования и изготовления.

Установлены общие требования по технологичности к проектируемым конструкциям, порядок и методы определения показателей ТКИ; приводятся примеры расчета количественных показателей технологичности деталей, узлов и агрегатов ЛА.

Применительно к учебному процессу даны примеры определения показателей ТКИ при проведении лабораторных работ в условиях производства, как количественных, так и качественных.

При оценке технологичности деталей, выполненных из листа, рассматриваются процессы разделительных и формоизменяющих операций, даются рекомендации по образованию отверстий различными способами, раскрою листа на гильотинных и дисковых (роликовых) ножницах с повышением показателей ТКИ, приводятся типовые детали, технология их изготовления и параметры процесса. Отдельной большой подглавой даются требования по повышению технологичности деталей типа обшивок, определены факторы, повышающие технологичность обшивок из нержавеющей сталей, титановых и алюминиевых сплавов с сотовым наполнителем и гофровым подкреплением из монолитных панелей.

Пути повышения технологичности деталей каркаса даются на примерах проектирования и изготовления нервюр, жесткостей и окантовок, в том числе используемых в конструкциях самолетов Ту-204 и Ан-124; приведен ряд диаграмм взаимосвязи параметров технологического процесса.

Технологичность деталей из полимерных композиционных материалов показывается на базе данных проводимых исследований кафедрой «Самолетостроение» УлГТУ и ЗАО «Авиастар-СП». Аналогично оценивается технологичность деталей каркаса из профилей, в том числе из листовых заготовок, полученных методом стесненного изгиба из традиционных и перспективных материалов.

Изготовленные детали при сборке создают конструктивные узлы и агрегаты, поэтому отдельная глава посвящена технологичности соединений традиционными способами, широко используемыми в конструкции летательных аппаратов.

Материалы учебного пособия могут использоваться студентами по всем учебным дисциплинам направления «Авиастроение», при курсовом и дипломном проектировании, могут быть полезными для конструкторско-технологических служб авиационных предприятий.

Алфавитно-предметный указатель

Авиация, авиационный транспорт 10
 авиационные конструкции, проектирование 10, 16, 99
 авиационно-космическая техника 10, 14, 18, 93, 101
 авиоперевозки : пассажирские и грузовые 10
 автоклавное формование 108
 адсорбирование влаги 100
 алюминиды 13, 14
 алюминиево-литиевые сплавы 13, 126
 армирующий материал 106
 аэродинамика, аэродинамическое совершенство, аэродинамическое качество 10, 11-14
 аэродинамическая компоновка, аэродинамическая поверхность 64
Безопасность полетов 11, 12
 болт-заклепочные соединения 137-139
 боропластик 93
 борт, отбортовка 45, 49, 53, 56-61, 65
Вафельные конструкции, оребрение 75
 вертолеты, винт несущий 11
 ВВС 126
 волочильно-прокатные установки (ВПУ) 129
 выбор материала 139
 выкладка 104
 вырубка 79-81
 вытяжка 59
 выштамповка 61, 64
 высокоэффективные конструкционные материалы 13
Геодезические линии, геодезическая намотка 101, 106
 гибка 53-61, 71, 126
 гибочно-прокатные станки (ГПС) 129
 гражданская авиация (ГА), грузоподъемность 10, 11

Детали из листа плоские, одинарной, двойной кривизны 78, 79-82, 87
 деформирование в холодном, горячем состоянии 48, 49, 120, 127
 директивные технологические материалы (ДТМ) 18
 длительность разработки 10,
 допуски на размеры 36, 48
 дренажные отверстия 114
 достижения науки и производства 10

Жесткости, проектирование, изготовление 86-90

Заготовки обшивок, определение длины 67, 68-71
 заделка кромок 115-117
 законцовка 98
 ЗАО «Авиастар-СП» 93
 наполнитель армирующий, имитирующий 96
 наполнитель сотовый 70-73, 95, 114-117

Инженерно-расчетные визуальные методы оценки 21, 25
 интерцептор 97, 99
 интегральные конструкции 94
 интенсивного формообразования методы 122
 интенсификация процессов 104
 испытания усталостные, летные 11

Карбид кремния 14
 качественные и количественные показатели ТКИ 21, 30, 31
 клеевые соединения 110, 112
 клееклепаные, клеесварные соединения 117, 118
 комплексная механизация и автоматизация 142
 конструкторская документация 19
 конструктивная сложность изделия 14, 15
 конструкции оболочковые 119

конструкции трехслойные 99
 концентрация напряжений 142
 коррозия расслаивающая 12
 космонавтика 12
 коэффициенты технологичности :
 понятия, рекомендации по применению 25-31
 коэффициенты удельной трудоемкости, использования материала, панелирования, прессовой клепки 31-33
 коэффициент стоимости условный 130

Лазерная обработка, резка, лазерные станки 80, 102
 летательный аппарат 17, 18
 летно-технические характеристики 11

Материалы конструкционные, интерметаллидные 13
 межфибрилярные трещины 101
 металлоорганопластики 14
 метод прессования 109, 110
 модуль упругости 93, 94
 модульный принцип 17
 монолитные конструкции 11, 31, 74-77

Надежность конструкций, деталей, материала 10, 12, 35
 напряжения остаточные 142
 научно-технический прогресс 10, 35
 национальный институт авиационных технологий 19
 намотка 105-108
 напряжения главные, растягивающие 48, 49
 нервюры 105-108
 нескоростной самолет 84
 несущие и управляющие поверхности 12
 ножницы гильотинные, дисковые 46, 47

Образование отверстий : сборочных, направляющих, шпилечных 37, 42-45
 обтяжка 69
 обшивки одинарной, двойной кривизны, с заполнителем 66-74

обшивки монолитные 68, 74-78
 окантовки, формообразование 90-92
 органопластик 93, 100
 оснастка выклеечная 104
 отверстия базовые, координатно-фиксирующие, стыковочные 18
 отверстия, параметры, точность 43-45
 отраслевые НИИ 19, 98, 102, 119
 отрезка 45
 оценка технологичности 14, 25-33

Панели, панельные конструкции 74-78, 99
 пластическое деформирование 17
 поверхности двойной кривизны, цилиндрические 16
 показатели технологичности, преемственности, ресурсоемкости 15, 17, 26-33
 полимерные композиционные материалы 13, 93-108
 полимерные связующие 93-95
 подсечка 104
 преемственность конструкции 15, 17
 препреги 102, 104
 пробивка отверстий 44, 45, 123
 продольно-поперечная намотка 106
 профили прессованные, гнутолистовые 119-129
 прочность клеевых швов 113
 пружинение 56, 61
 Пуассона коэффициент 100

Работоспособность соединения, конструкции 137, 139
 радиусы сгиба, закруглений, сопряжений 49-61, 81-87
 разделительные операции 143
 размеры детали, борта, перемишки 56-63
 раскрой материала 37, 45-48
 рациональность членения, соединения 21, 130
 резка на гильотинных ножницах, дисковыми 46-48

резка лазерная 48
 ресурс, ресурсоемкость 13, 15, 26, 30, 97
 рифты 62-64

Самолеты деловой авиации, вертикального взлета и посадки, широкофюзеляжные 11, 12, 112
 самолеты Ан-124, Ту-204 93, 112, 120
 сварка, сварочные деформации 139, 142
 сварные соединения, конструкции, технологичность 131, 135-142
 сверлильно - клепальные автоматы 135-138
 себестоимость 45
 системно-аэрокосмические методы 12
 склеивание, клеевые швы 94, 110-112
 снижение массы 10-12, 94
 соединения заклепочным швом, болт-заклепочные 110, 133, 137-139
 соединения ТЭС 140
 сопротивление индуктивное, волновое 11
 сопротивление малоцикловой усталости, коррозионному растрескиванию 12
 сотовые конструкции 113
 специализированное оборудование типа ВПУ, ГПС 129
 сплавы титановые 8, 64-76
 стадии разработки 15
 стеклопластик 93, 101
 стесненный изгиб 122, 127
 стыковые соединения 17, 130

Технико-экономические показатели 17, 18
 технический уровень 10
 технический проект, техническое задание, предложение 18-21
 технологическая наука 9
 технологичность производственная, эксплуатационная 10, 14, 18, 19, 31
 технологичность деталей из профилей 119-127
 технологичность обшивок 64-75
 технологическая компенсация 17

технологическая, техническая подготовка производства 15, 18-21
 технологическая рациональность 30
 типизация конструкций 16
 трудоемкость 16, 17
 труднообрабатываемость 34

Углепластик 93, 101-108
 удельные прочность, жесткость 93
 удельная трудоемкость, удельные материалоемкость, энергоемкость, технологическая себестоимость 28
 унификация параметров 21
 упругопластический натяг 132
 усталостная прочность 132

Фольга, фольгирование 107
 формование 104
 формоизменяющие операции 48-65, 143
 формообразование 65-67

ЦАГИ (Центральный аэрогидродинамический институт) 95
 цельноштампованные детали 36

Членение конструктивно-технологическое 17, 130

Шероховатость поверхности 79
 широкофюзеляжные самолеты 11
 штамповка, штамповка бездоводочная 59, 84, 88
 штампуемость 17
 штампы вырубные, специальные 44, 45
 штампы инструментальные, ленточные, комбинированные 80

Экспериментальные панели 96-98, 104
 электрогидравлическая штамповка 87-92
 эскизное проектирование, эскизный проект 16, 18
 эффективность 28

Ячеистые конструкции 94
 ячейки сотового блока 114, 117

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Братухин А. Г. Президентская программа развития гражданской авиации в России – стратегия научно-технического прогресса в авиационной промышленности // Сб. Международная конференция по гидроавиации. – Геленджик, 1996.
2. Современные технологии авиастроения. / А. Г. Братухин, Ю. Л. Иванов, Б. Н. Маврин и др. Под ред. А. Г. Братухина, Ю. Л. Иванова. – М.: Машиностроение, 1999. – 832 с.
3. Братухин А. Г. Композиционные материалы в Российской гражданской авиатехнике // Вестник машиностроения, 1997, - № 7
4. Руководство по технологичности самолетных конструкций, Ч.1, 3, 13, 14 – М.: НИАТ, 1983
5. Технологичность конструкции изделия : Справочник / Ю. Д. Амиров, Т. К. Алферова, П. Н. Волков и др.; Под общ ред. Ю. Д. Амирова. – М.: Машиностроение, 1990. – 768 с.
6. Технология самолетостроения : Учебник для авиационных вузов / А. Л. Абибов, Н. М. Бирюков, В. В. Бойцов и др. Под ред. А. Л. Абибова. – М.: Машиностроение, 1982. – 551 с.
7. ГОСТ 14.201-83 Обеспечение технологичности конструкции изделий. Общие требования. – М.: Изд-во стандартов, 1989.
8. ГОСТ 15.001-88 Система разработки и постановки продукции на производство. Общие положения. – М.: Изд-во стандартов, 1989.
9. Колганов И.М. Сборочные работы при производстве широкофюзеляжных самолетов. Технологические процессы, выбор варианта : Учебное пособие. – Ульяновск, 1999. – 96 с.
10. Технология сборки самолетов: Методические указания по проведению практических занятий / Сост. И. М. Колганов. – Ульяновск: УлГТУ, 1995. – 32 с.
11. Горячев А. С., Белоглазов И. М., Пешков Б. П. Сборка клепаных узлов и агрегатов летательных аппаратов: Учебное пособие. – Самара: СГАУ, 1995. – 85 с.
12. Шекунов Е. П. Основы технологического членения конструкций самолетов. – М.: Машиностроение, 1968. – 166 с.
13. Методические указания по проектированию технологической оснастки для штамповки деталей из листовых материалов эластичной средой. РДМУ 95-77 - М.: Изд-во стандартов, 1978. – 68 с.
14. Ковка и штамповка: Справочник: В 4 т., т.4 Листовая штамповка / Под ред. А. Д. Матвеева. – М.: Машиностроение, 1987. – 544 с.
15. Смирнов-Аляев Г. А., Вайнтруб Д. А. Холодная штамповка в приборостроении. – М.: Машгиз, 1963. – 435 с.
16. Фридман Я. Б. Механические свойства металлов. – М.: Машиностроение, 1974. – Ч.1, 472 с., Ч.2, 368 с.
17. Проскуряков Г. В. Стесненный изгиб // Авиационная промышленность, 1966, №2. – С.9-13

18. Климакова Л. А., Комиссар О. Н. Перспективные конструкции авиационного назначения из полимерных композиционных материалов // Авиационная промышленность. – 2001, №3. – С.30-36
19. РТМ 1542-76 Сотовые звукопоглощающие конструкции (ЗПК) для силовых установок. – М.: НИИСУ, 1976.
20. РТМ 1.4.876-81 Ударно-барабанное упрочнение деталей из алюминиевых сплавов. – М.: НИАТ, 1981.
21. Колганов И. М. Разработка и внедрение процессов формообразования листовых профилей авиационных конструкций стесненным изгибом при волочении. Дис... канд. техн. наук. – Куйбышев: КуАИ, 1983. – 296 с.
22. Крысин В. Н., Крысин М. В. Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
23. Башилов А. С., Ершов В. И., Колганов И. М. Комбинированные элементы жесткости и совершенствование конструкции летательных аппаратов // Перспективные методы и средства обеспечения качества летательных аппаратов : Сборник научных трудов. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – С.11-15.
24. РТМ 1.4.401-82 Изготовление деталей и агрегатов из полимерных композиционных материалов. – М.: НИАТ, 1986. – 36 с.
25. Ендогур А. И., Вайнберг М. В., Иерусалимский К. М. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. – М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.
26. Постнов В. И., Постнова М. В., Постнов А. В. Исследование параметров лазерной резки препрегов из органоткани // Современные технологии в машиностроении – 2000 : Материалы 3-й Всероссийской научно-практической конференции. – Пенза, 2000. – С.35-38.
27. Постнов В. И., Кобелев С. А., Постнова М. В. Пути снижения затрат энергоемких процессов формования изделий из ПКМ // Экономика природопользования и природоохраны – 2000 : Материалы 3-й Международной научно-практической конференции. – Пенза, 2000. – С.100-103.
28. Колганов И. М. Процессы стесненного изгиба при различных методах формообразования. – Ульяновск: УлГТУ, 2001. – 108 с.

Учебное издание

КОЛГАНОВ Иван Михайлович
ДУБРОВСКИЙ Павел Валерьевич
АРХИПОВ Алексей Николаевич

Технологичность авиационных конструкций,
пути повышения. Часть 1.

Учебное пособие

Редактор Н. А. Евдокимова

Подписано в печать 30.10.2003. Формат 60/84/16.

Бумага тип. №1. Печать трафаретная. Усл. печ. л. 9,25.

Уч.-изд. л. 8,60. Тираж 100 экз. Заказ

Ульяновский государственный технический университет

432027, Ульяновск, ул. Сев. Венец, 32.

Типография УлГТУ, 432027, Ульяновск, Северный Венец, 32.