

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

АЭРОДИНАМИКА И САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов

САМАРА
Издательство Самарского университета
2018

УДК 533.6(075)+629.7(075)

ББК 22.253я7+39.53я7

A992

Авторы: *В.В. Бирюк, Е.В. Благин, Ю.Д. Лысенко, Д.А. Угланов*

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.Б. Балякин;
д-р техн. наук, проф. А.А. Иголкин

A992 **Аэродинамика и самолетостроение:** учеб. пособие / [В.В. Бирюк и др.]. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 180 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1343-6

Приведены основы аэродинамики и самолетостроения. Рассмотрены вопросы обтекания различных тел, элементы теории подобия, способов сборки самолетов.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлению подготовки 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов, а также может быть полезно слушателям курсов, аспирантам и специалистам, изучающим современные технологии создания самолетов. Разработано на кафедре теплотехники и тепловых двигателей.

УДК 533.6(075)+629.7(075)

ББК 22.253я7+39.53я7

ISBN 978-5-7883-1343-6

© Самарский университет, 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

1 Введение	5
1.1 Системный подход к проектированию летательного аппарата.	5
1.2 Атмосфера земли.....	11
2 Принципы полета и классификация летательных аппаратов	24
2.1 Классификация принципов полета	24
2.2 Реализация аэродинамического принципа полета	25
2.3 Летательные аппараты, реализующие несколько принципов полета.....	29
2.4 Крылатый летательный аппарат в космическом пространстве.....	30
3 Элементы динамики полета и аэродинамики	37
3.1 Силы, действующие на самолет в полете.....	37
3.2 Понятие об аэродинамическом расчете	38
3.3 Основы аэродинамики.....	40
3.4 Аэродинамические силы.....	45
3.5 Основные законы аэродинамики	49
3.6 Элементы аэродинамики больших скоростей	55
4 Элементы теории подобия	62
4.1 Три теоремы теории подобия.....	62
4.2 Масштабные множители (коэффициенты подобия) и задачи теории подобия.....	65
4.3 Аэродинамическое моделирование	68
5 Основы теории пограничного слоя	77
5.1 Понятие о пограничном слое	77
5.2 Отрыв течения в пограничном слое	81
5.3 Управление пограничным слоем	84
6 Механизация крыла	88
6.1 Влияние формы крыла в плане на эффективность механизации. .	97
7 Самолёт как объект сборочного производства	99
8 Технологические характеристики современного самолёта	106
9 Структура самолетостроительного предприятия и понятия о технологии самолетостроения	111
10 Методы сборки	114
11 Разработка технологических процессов сборки	121
11.1 Особенности проектирования технологических процессов сборки в самолётостроении	121

11.2	Выбор схемы базирования и состава оснащения сборки.....	123
12	Сборка узлов и панелей клепаной конструкции	125
12.1	Типы заклепок и технологический процесс клепки.....	125
12.2	Специальные заклепки.....	131
12.3	Способы герметизации клепаных швов и изделий	133
12.4	Болт-заклёпочные соединения.....	135
13	Болтовые соединения.....	138
14	Сборка узлов и панелей сварной и паяной конструкции.....	140
14.1	Процессы сборки при помощи сварки плавлением	140
14.2	Газовая сварка.....	144
14.3	Плазменная сварка	145
14.4	Электронно-лучевая и лазерная сварка	145
14.5	Ультразвуковая сварка.....	147
14.6	Диффузионная сварка в вакууме.....	148
14.7	Процессы пайки металлов и сплавов.....	149
15	Сборка узлов и панелей клееной конструкции.....	151
16	Проектирование и монтаж сборочной оснастки.....	154
16.1	Назначение сборочных приспособлений и технические требования к ним.....	154
16.2	Классификация и конструкция сборочных приспособлений	155
16.3	Проектирование сборочных приспособлений.....	160
16.4	Изготовление и монтаж сборочных приспособлений	163
17	Общая характеристика монтажно-испытательных работ	165
17.1	Бортовые системы самолета.....	165
17.2	Характеристика работ по монтажу систем самолёта	167
17.3	Характеристика работ по испытаниям и контролю систем самолёта.....	171
18	Отработка и контроль качества бортовых систем самолёта	173
18.1	Отработка и контроль качества гидрогазовых и механических систем.....	173
18.2	Испытание и контроль работоспособности электрических систем	174
19	Летные испытания самолета	177

1 ВВЕДЕНИЕ

1.1 Системный подход к проектированию летательного аппарата.

В современном понимании самолет – это летательный аппарат тяжелее воздуха с силовой установкой для создания тяги и крылом, создающим (при наличии поступательного движения под действием тяги) подъемную силу.

Деятельность человека в околоземном пространстве определяется понятиями:

- авиация (франц. *aviation* от лат. *avis* – птица) – относится к полетам на аппаратах тяжелее воздуха (самолетах, вертолетах, планерах) в околоземном воздушном пространстве;
- воздухоплавание – относится к полетам на аппаратах легче воздуха;
- космонавтика (от греч. *kosmos* – мир, Вселенная и греч. *navilke* – искусство мореплавания, кораблевождения) – относится к полетам в космическом пространстве.

Классификация самолетов по назначению представлена на рисунке 1.1.



Рисунок 1.1 – Классификация самолетов по назначению

Рассматривая ЛА с достаточно общих системных позиций, необходимо помнить, что он предназначен для совершения полета. И этим прежде всего определяются его облик (общий вид), компоновка (взаимное расположение различных элементов и систем, от лат. *compono* – составляю) и конструкция (от лат. *constructio* – составление, построение).

В качестве основных систем при проектировании самолета обычно выделяют системы, приведенные на рисунке 1.2. Здесь же показана функциональная связь систем самолета с требованиями ТЗ и характерными массами самолета.

Характерными массами обычно являются: m_0 – взлетная масса самолета; m_k – масса конструкции самолета; $m_{п.н.}$ – масса полезной (коммерческой) нагрузки; $m_{сн}$ – масса снаряжения и оборудования которое обеспечивает определенные условия комфорта для полезной нагрузки на борту; $m_{о.у.}$ – масса оборудования управления, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях; $m_{сy}$ – масса силовой установки, обеспечивающей необходимую скорость полета для доставки полезной нагрузки за время T на расстояние L ; m_T – масса топлива на борту.

Облик и компоновку самолета в основном определяют:

- планер самолета – крыло с рулевыми поверхностями (элеронами), фюзеляж, горизонтальное оперение с рулями высоты, вертикальное оперение с рулями направления;
- взлетно-посадочные устройства – шасси, взлетно-посадочная механизация крыла (закрылки и предкрылки)

Планер самолета, система управления, взлетно-посадочные устройства и силовая установка (двигатель и топливная система) образуют собственно самолет, т.е. транспортную (несущую) систему.

Остальные системы, показанные на рисунке 1.2, определяют специфику (тип) самолета, т.е. обеспечивают выполнение самолетом основной задачи, сформулированной в ТЗ на проектирование. Пассажирское бортовое или специальное оборудование и системы кондиционирования и индивидуального жизнеобеспечения создают необходимые условия комфорта и обслуживания полезной нагрузки. Системы спасения и десантирования и системы защиты (противопожарная, антиобледенительная) обеспечивают выживаемость полезной нагрузки и самолета в целом в аварийной ситуации. Пилотажно-навигационное и радиотехническое оборудование обеспечивает навигацию и пилотирование самолета в заданных условиях эксплуатации. Энергетическое оборудование (электрические, гидравлические и газовые системы) обеспечивает функционирование основных систем самолета.

В самолете, как и в любой другой системе, нет резких функциональных границ между подсистемами (системами нижнего уровня). Взаимосвязи между подсистемами достаточно сложны, поэтому границы между ними размыты.

Проследим некоторые группы связей между системами самолета.

а) Тяга двигателя, входящего в состав силовой установки, передается на конструкцию планера самолета. Двигатель получает воздух от воздухозабор-

ников по воздуховодным каналам, а топливо – из баков-отсеков. Воздухозаборники, воздуховодные каналы и баки-отсеки органически входят в силовую конструкцию планера самолета.

б) С вала двигателя снимается мощность для привода генераторов электроэнергии. От компрессора двигателя отбирается горячий воздух для подачи его в кабину и приборные отсеки (система кондиционирования) и для борьбы с обледенением конструкции (система защиты).

в) Электротехническое оборудование вырабатывает электроэнергию для работы практически всех систем самолета (например, радиостанций, системы освещения пассажирских салонов, привода подкачивающих насосов в топливных баках, электромеханизмов в системе управления).

г) Пилотажно-навигационное оборудование выдает информацию практически для всех систем самолета (например, для системы управления работой силовой установки и управления рулевыми поверхностями при автоматическом пилотировании самолета).

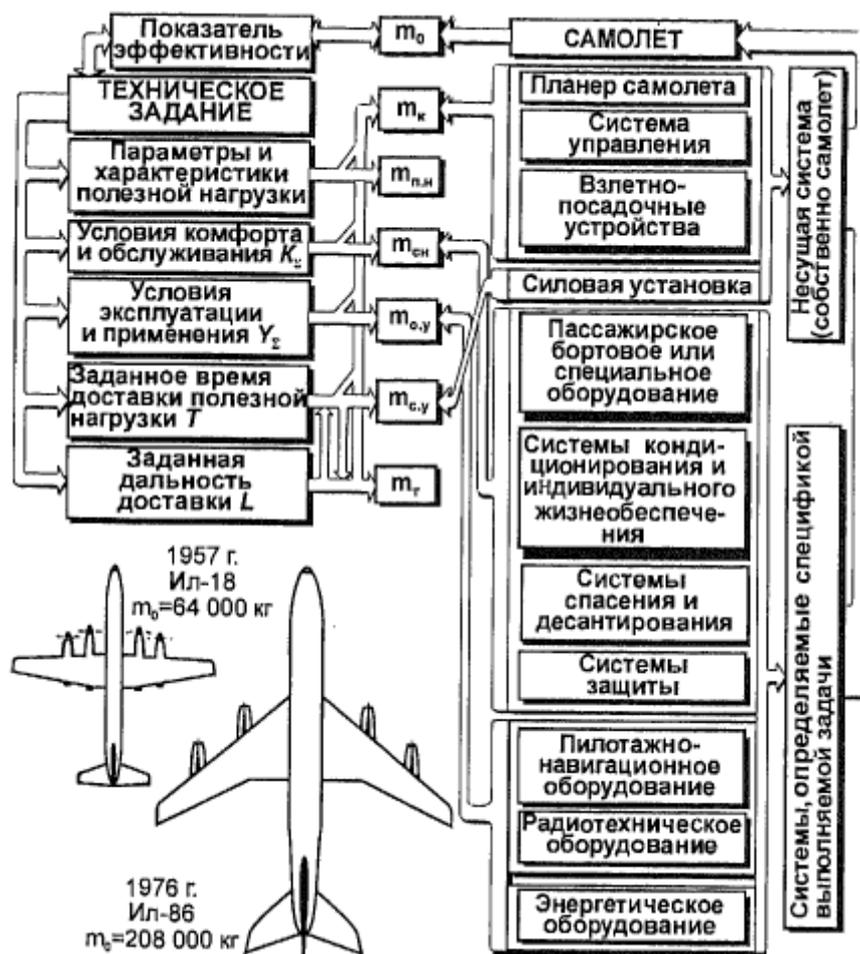


Рисунок 1.2 – Функциональная связь систем и характерных масс самолета с требованиями ТЗ

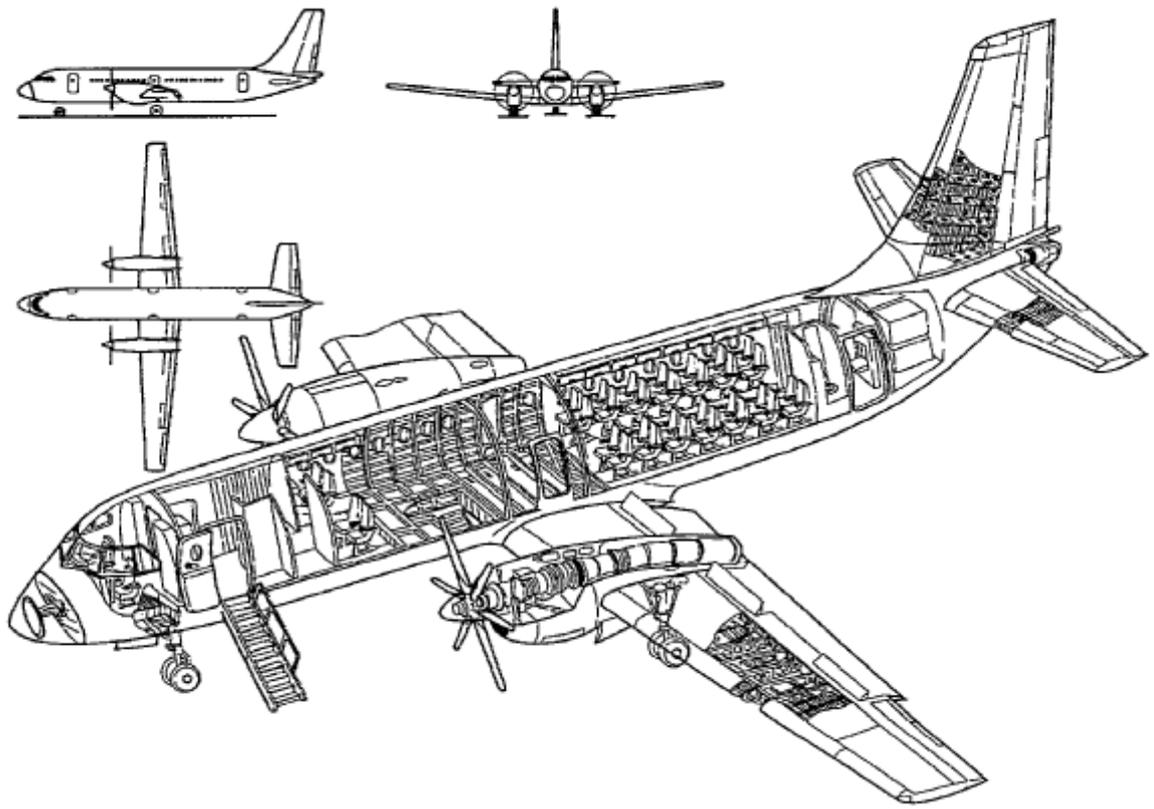


Рисунок 1.3 – Общий вид и укрупненная компоновочная схема самолета Ил – 114

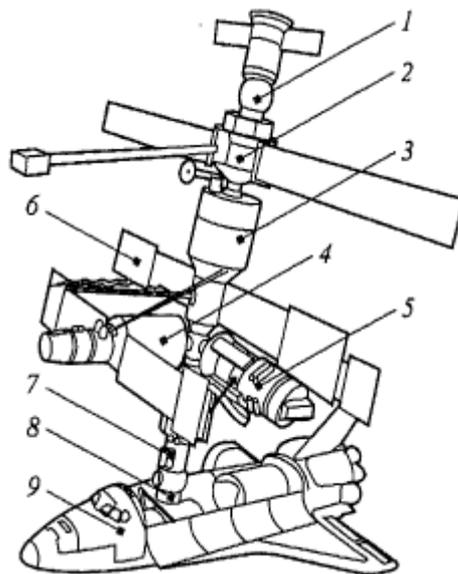


Рисунок 1.4 – Укрупненная компоновочная схема орбитального космического комплекса «Мир»

В качестве примера на рисунке 1.3 приведены общий вид и укрупненная компоновочная схема самолета Ил-114 (ОКБ им. С.В. Ильюшина).

Другой пример – показанная на рисунке 1.4 укрупненная компоновочная схема орбитального космического комплекса на базе орбитальной станции «Мир» (базовый модуль) 3, дооснащенной состыковавшимися с ним на орбите технологическими и исследовательскими модулями «Кристалл» 7, «Природа» 5, «Квант» 2, «Квант-2» 4, «Спектр», который на рисунке не виден (его загораживают панели солнечных батарей 6 базового модуля «Мир»).

Связь орбитального комплекса «Мир» с Землей осуществлялась с помощью одноразовых транспортных кораблей «Союз ТМ» 1 для доставки на орбиту и возвращения на Землю экипажей и грузов и «Прогресс» для доставки грузов, а также американского многоразового орбитального корабля «Спейс шаттл» (Space Shuttle) 9, стыкующегося с комплексом через универсальный стыковочный узел 8.

Даже первое знакомство с этими летательными аппаратами дает представление о сложности проблем, которые приходится решать специалистам, работающим в ОКБ, НИИ и авиакосмической промышленности.

С 1930-х гг., когда началась специализация проектировщиков (появились узкие специалисты – аэродинамики, прочнисты, технологи и т.д. и организационно оформились соответствующие бригады), в специальной литературе по проектированию регулярно приводятся возможные результаты проектирования, при котором требования одних специалистов подавляют требования других (рисунок 1.5). Чтобы избежать этого, в ОКБ организационно складывается иерархическая структура подразделений и специалистов, руководящих проектированием и ведущих непосредственные разработки ЛА в целом и отдельных его систем, определяющая характер и разделение труда специалистов. Успех большого коллектива различных специалистов в решении сложных и взаимосвязанных задач проектирования зависит, прежде всего, от инженера-конструктора. В создании ЛА участвуют группы конструкторов различных специальностей, разрабатывающих планер, системы управления, взлетно-посадочные устройства, силовую установку, пассажирское или специальное оборудование, системы жизнеобеспечения, пилотажно-навигационное, радиотехническое, электротехническое, энергетическое и другое оборудование.

От квалификации конструктора зависит результат работы предприятий, проектирующих, изготавливающих и эксплуатирующих ЛА, потому что в конечном итоге именно по чертежам конструктора воплощаются в металле идеи всех специалистов, участвующих в работе над проектом. Все специалисты ОКБ так или иначе работают на конструктора: вырабатывают исходные данные для конструирования или анализируют (моделированием или в процессе натурных испытаний) работу конструктора, оценивая ее эффективность.

К сожалению, ведущая роль конструктора в создании конечного продукта проектирования (летательного аппарата) в отечественной практике незаслуженно принижена, часто недооценивается не только другими инженерно-техническими работниками ОКБ, но и специалистами, финансирующими и планирующими работу предприятий.

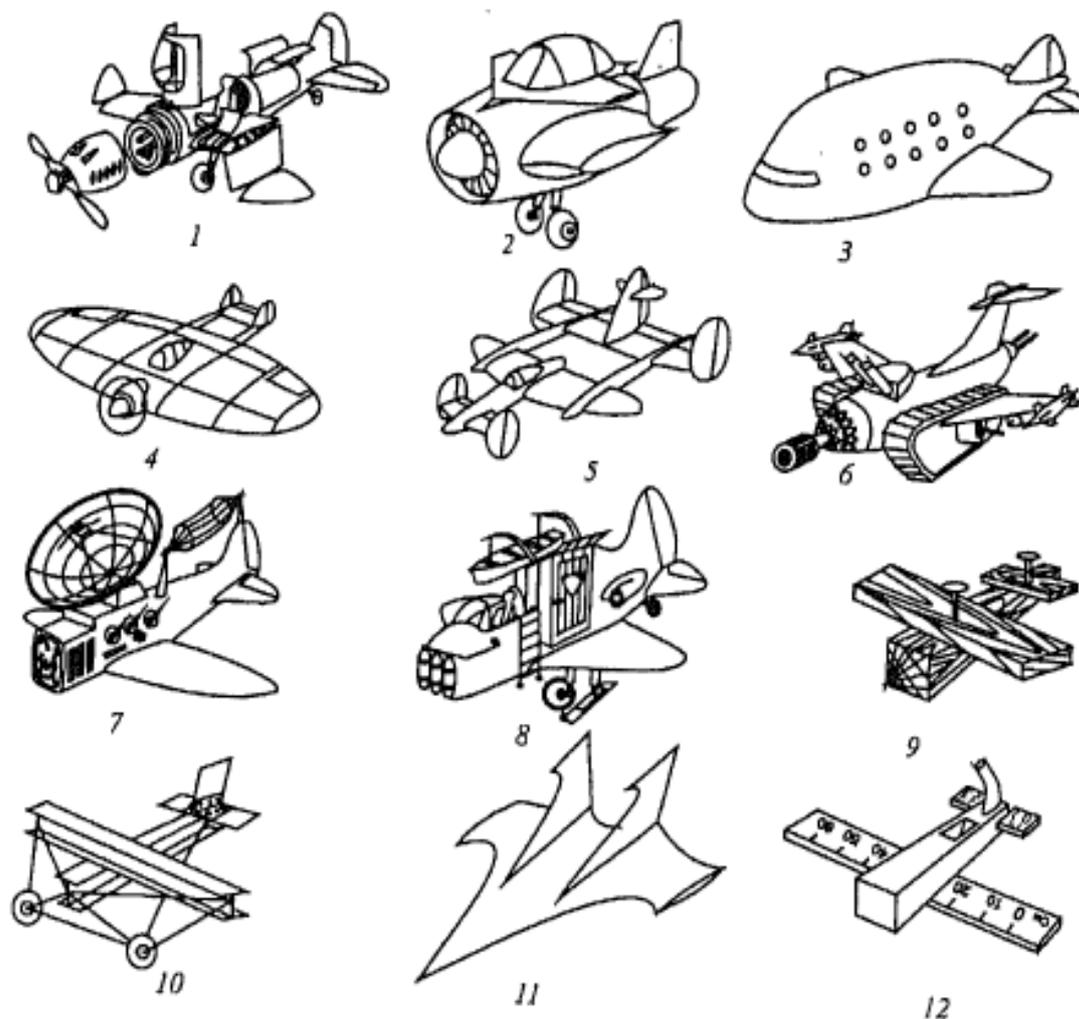


Рисунок 1.5 – Самолеты, спроектированные узкими специалистами следующих бригад:

1 – наземного обслуживания (одно из основных требований – максимально удобные подходы ко всем системам и агрегатам при обслуживании); 2 – двигателя; 3 – фюзеляжа; 4 – крыла; 5 – оперения; 6 – вооружения; 7 – радиоэлектронного оборудования; 8 – жизнеобеспечения и спасения; 9 – технологии производства (здесь одно из основных требований – максимально возможная простота изготовления); 10 – прочности (одно из основных требований – максимально надежные и простые для расчетов элементы конструкции); 11 – аэродинамики (одно из основных требований – максимально удобообтекаемые формы); 12 – плазов (от франц. *place* – место) – эта бригада занимается вычерчиванием с высокой точностью теоретических чертежей самолета в натуральную величину, изготовлением чертежей шаблонов и макетов, в основном деревянных

1.2 Атмосфера земли

1.2.1 Естественная внешняя среда – атмосфера земли и околоземное пространство

Естественной внешней средой для современных ЛА является атмосфера Земли (от греч. *atmos* – пар и сфера) и околоземное космическое пространство. Атмосферой принято считать область вокруг Земли, в которой газовая (воздушная) среда вращается вместе с Землей как единое целое.

Атмосфера состоит из воздуха, представляющего собой смесь газов. Воздух – среда очень неустойчивая, непостоянная. Изменение основных параметров воздуха (давления, плотности, температуры) по высоте неодинаковое, распределение солнечной радиации на земном шаре, изменяющееся и по времени года, и в течение суток, вертикальное движение воздуха приводят к тому, что химический состав воздуха и его электрические характеристики в значительной степени зависят от высоты над Землей, географического места и других факторов.

Многолетние исследования атмосферы Земли с помощью приборов поднимаемых на различные высоты с помощью стратостатов, шаров-зондов, самолетов, геофизических ракет и искусственных спутников Земли, позволили установить, что до высот около 80 км с достаточной для практических расчетов степенью точности можно принять следующий объемный состав сухого воздуха: азот – 78 %, кислород – 21 % углекислый газ и прочие газы – 1 %.

Любопытно отметить, что первая «аэродромическая машинка» – прообраз современного вертолета, построенная в 1774 г. М.В. Ломоносовым, предназначалась именно для подъема на высоту приборов, регистрирующих параметры воздуха.

Слой атмосферы до высот 80... 100 км, в котором химический состав воздуха не изменяется с высотой, называется гомосферой (от греч. *homos* – равный, одинаковый). Выше, в гетеросфере (от греч. *heteros* – другой) с ростом высоты химический состав атмосферы изменяется. До высоты 400...600 км сохраняется азотно-кислородный состав атмосферы, однако начиная с высот 110... 120 км практически весь кислород находится в атомарном состоянии, появляется также атомарный азот. Далее до высоты около 1600 км, в атмосфере преобладает гелий, а с высот около 3000 км – водород. Так постепенно атмосфера Земли переходит в межзвездный газ, состоящий по массе из примерно 76 % водорода и 23 % гелия. Изменения в химическом составе атмосферы вызваны процессами диссоциации и ионизации, обусловленными действием космической радиации и солнечного излучения.

По электрическим характеристикам в атмосфере выделяют нейтросферу, простирающуюся до высоты около 60 км, в которой частицы воздуха

практически не имеют электрического заряда (нейтральны), и ионосферу, в которой газы находятся в ионизированном состоянии (содержат свободные электроны и положительно заряженные ионы) и которая простирается до границы магнитосферы 2 Земли (рисунок 1.6), определяемой равенством давления магнитного поля Земли (геомагнитного поля) и динамического давления солнечного ветра 1 (ионизированного газа, вытекающего из Солнца).

Магнитосфера включает внутреннюю замкнутую дипольную область геомагнитного поля 8, действующую как ловушка заряженных космических частиц, и внешнюю область 7, состоящую из магнитных силовых линий, «заметаемых» солнечным ветром с дневной стороны Земли на ночную и образующих на ночной стороне магнитный шлейф Земли 6. Захваченные геомагнитным полем заряженные частицы (протоны, электроны, α – частицы) образуют радиационный пояс Земли. Условно, в зависимости от распределения захваченных частиц по энергиям, радиационный пояс-зону квазизахвата 3 (от лат. quasi – как бы, наподобие) частиц солнечного ветра – разделяют на внутренний пояс 5, начинающийся на высотах 300...1500 км и простирающийся до высоты около 10 000 км, в котором преобладают протоны высоких энергий, представляет опасность для экипажей ЛА. Во внешнем поясе 4, простирающемся до высоты около 50 000 км, преобладают электроны и протоны малых энергий.

Естественно, что границы, по которым разделяют атмосферу в зависимости от ее химических, электрических, радиационных параметров, являются размытыми: эти параметры так же существенно зависят от времени года, уровня солнечной активности и других факторов, как и основные параметры воздуха в атмосфере.

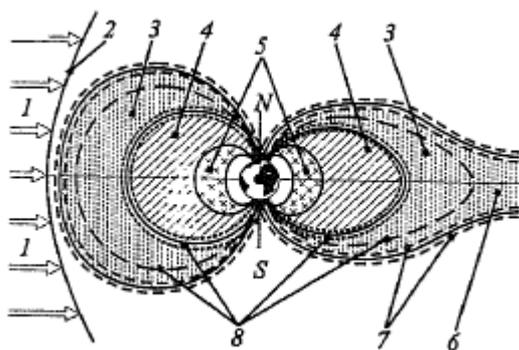


Рисунок 1.6 – Магнитосфера и радиационные пояса Земли.
В плоскости рисунка показаны Солнце и полюса Земли N и S

1.2.2 Основные параметры и свойства воздуха в атмосфере

Давление p характеризует интенсивность силового воздействия окружающей среды в данной точке:

$$p = dF / dS$$

где p – давление, Па ($1 \text{ Па} = 1 \text{ Н/м}^2$); F – сила, перпендикулярная к поверхности элементарной площадки, Н; S – площадь поверхности элементарной площадки, м^2 .

Плотность ρ характеризует массу воздуха, содержащегося в единице объема:

$$\rho = m / W$$

где ρ – плотность, кг/м^3 ; m – масса воздуха, кг; W – объем, занимаемый воздухом, м^3 .

Относительная плотность Δ характеризует изменение плотности в зависимости от высоты:

$$\Delta = \rho_H / \rho_0,$$

где ρ_H и ρ_0 – соответственно плотности на заданной высоте H и на уровне Мирового океана.

Температура характеризует состояние теплового равновесия системы и является мерой кинетической энергии молекул. Абсолютная температура T , измеряемая по шкале Кельвина, связана с температурой t , измеряемой по шкале Цельсия, соотношением

$$T = 273 + t$$

Шкала Кельвина названа в честь английского физика У. Томсона, получившего за научные заслуги титул барона Кельвина, шкала Цельсия – в честь шведского физика А. Цельсия.

Известные из элементарной физики законы для идеального газа хорошо описывают свойства воздуха в атмосфере, поэтому мы можем связать параметры воздуха уравнением состояния газа

$$pW = \frac{m}{M} RT$$

где p – давление; W – объем воздуха; m – масса воздуха; M – молярная масса воздуха (масса воздуха, взятого в количестве один моль); R – универсальная газовая постоянная, $R = 8,31 \text{ Дж/(моль} \cdot \text{К)}$; T – абсолютная температура.

Приведенное уравнение состояния газа названо уравнением Менделеева – Клапейрона в честь русского химика Д.И. Менделеева и французского физика и инженера Б. Клапейрона.

Универсальная газовая постоянная может быть выражена через удельные теплоемкости воздуха:

$$R = c_p - c_v = c_v(k - 1)$$

где c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении, для воздуха $c_p = 1000 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$; c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме, для воздуха $c_v = 716 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$; k – отношение теплоемкостей c_p / c_v , для воздуха $k = 1,41$.

Напомним, что теплоемкость определяется количеством теплоты, которое нужно подвести к заданному объему воздуха (или отвести от него) для того, чтобы повысить (или понизить) его температуру на 1 К.

Сжимаемость характеризует свойство воздуха изменять свой объем и плотность при изменении давления и температуры.

Упругость характеризует свойство воздуха возвращаться в исходное состояние после прекращения действия сил, вызвавших его деформацию. Естественно, что для воздуха такой деформацией может быть только деформация его объема при всестороннем сжатии.

Свойства сжимаемости и упругости воздуха проявляются в том, что всякое возмущение в нем, т.е. местное сжатие (местное повышение давления и плотности воздуха), распространяется в виде очень малых возмущений колебаний давления и плотности. Эти колебания происходят со звуковыми частотами и распространяются в виде волн со скоростью звука. Таким образом, скорость звука a (скорость распространения звуковой волны в воздухе) характеризует упругость и сжимаемость воздуха.

Скорость движения волны можно определить из соотношения

$$a^2 = dp / d\rho$$

где p – давление воздуха в волне; ρ – плотность воздуха в распространяющейся волне.

Приближенно процесс распространения звуковой волны может рассматриваться как адиабатический, т. е. такой, при котором распространяющаяся волна газа не получает теплоты извне и не отдает ее окружающей среде. В этом случае $\frac{dp}{d\rho} = k \frac{p}{\rho}$ и скорость звука выразится соотношением $a = k \frac{p}{\rho}$.

Определив из уравнения состояния газа давление через плотность и подставив значения параметров воздуха в уравнение для скорости звука, получим

$$a = 20\sqrt{T}$$

где a – скорость звука, м/с; T – температура воздуха, К.

Число M (число Маха, названо в честь австрийского ученого Э. Маха) – характеристика потока воздуха (газа), равная отношению скорости V воздушного потока (скорости движения тела в воздухе) к скорости звука a в данной точке потока:

Вязкость (или *внутреннее трение*) характеризует свойство воздуха оказывать сопротивление относительно перемещению своих частиц, а также перемещению в воздухе твердого тела. Причина вязкости – взаимодействие молекул при их хаотическом движении.

Вязкость проявляется в том, что при сдвиге соседних слоев воздуха возникает сила F (сила трения), противодействующая сдвигу. Она определяется уравнением

$$F = \mu \frac{dV}{dy} S$$

где μ – коэффициент пропорциональности, называемый *динамической вязкостью*, Н·с/м²(Па·с); $\frac{dV}{dy}$ – градиент изменения скорости слоя в направлении, перпендикулярном к скорости движения воздуха, 1/с; S - площадь слоя, для которого рассчитывается сила трения, м².

Представим себе две пластинки, между которыми находится слой вязкого воздуха (рисунок 1.7). Если одна из пластинок начнет двигаться со скоростью V_0 , то этой же скоростью будет обладать и слой воздуха, непосредственно прилегающий к пластинке. Каждый следующий слой в результате вязкости (трения между слоями) приобретет меньшую скорость. Слой, прилегающий к неподвижной пластинке, останется неподвижным. В этом случае сила F , которую необходимо приложить к пластинке, чтобы заставить ее двигаться со скоростью V_0 , определяется как $F = \mu(V_0/l)S$, где V_0/l – градиент изменения скорости слоя.

Кинематическая вязкость ν – отношение динамической вязкости к плотности среды: $\nu = \mu / \rho$.



Рисунок 1.7 – Схема к объяснению понятия вязкости воздуха

Международная стандартная атмосфера (МСА)

Необходимость сравнений результатов летных испытаний ЛА, проводимых в различных условиях, привела к созданию математической модели условной атмосферы. В соответствии с этой моделью по высоте атмосфера делится на несколько слоев, в пределах которых температура изменяется по определенным законам, довольно близко совпадающим с законами изменения по высоте среднегодовых значений температуры на средних широтах в летнее время (рисунок 1.8). Эти слои называются тропосфера (от греч. *tropos* – поворот, изменение), стратосфера (от лат. *stratum* – слой), мезосфера (от греч. *mesos* – средний, промежуточный), термосфера (от греч. *terme* – теплота, жар), экосфера (от греч. *ekhō* – вне, наружу). Сравнительно тонкие слои атмосферы, толщина которых измеряется десятками и сотнями метров, отделяющие друг от друга основные слои атмосферы, называются соответственно тропопаузой, стратопаузой, мезопаузой.



Рисунок 1.8 – Параметры МСА

Единая для всех государств международная стандартная атмосфера – условная атмосфера (модель), в которой распределение давления по высоте в поле силы тяжести получается из дифференциального уравнения гидростатики $dp = -\rho g dh$ при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали. В этом уравнении dp – дифференциал давления, Па; ρ – плотность воздуха, кг/м³; g – ускорение свободного падения, м/с²; dh – дифференциал высоты, м. Так как воздух сжимаем, его плотность зависит от давления и температуры в соответствии с уравнением состояния (Клапейрона – Менделеева)

$$\rho = p / (RT)$$

где T – абсолютная температура, К; R – газовая постоянная, для воздуха $R = 287,05$ Дж/(кг·К).

С учетом приведенной зависимости дифференциальное уравнение гидростатики можно проинтегрировать, если известен характер изменения температуры с изменением высоты. В МСА, как видно из рисунок 3.5, принята кусочно-линейная аппроксимация изменения температуры, т.е. в пределах каждого фрагмента градиент изменения температуры с высотой предполагается постоянным. При этом условии результат интегрирования дифференциального уравнения гидростатики получается в виде формулы

$$p = p_0 \left[1 + \frac{\alpha}{T_0} (h - h_0) \right]^{-\frac{8}{\alpha R}}$$

где h_0 - высота, с которой начинается рассматриваемый слой; p_0, T_0 - давление и температура на этой высоте; α - градиент изменения температуры с изменением высоты со своим знаком (минус, если температура с увеличением высоты убывает, и плюс, если температура с увеличением высоты возрастает).

Для случая $\alpha = 0$ (когда температура с изменением высоты не изменяется, как, например, на начальном участке стратосферы) интегрирование уравнения гидростатики дает другую зависимость:

$$p = p_0 e^{-\frac{8}{RT_0}(h-h_0)}$$

В МСА за начало отсчета высоты принят уровень Мирового океана при следующих нормальных условиях: ускорение свободного падения $g_0 = 9,807$ м/с²; давление $p_0 = 101325$ Па (760 мм рт. ст.); температура $T_0 = 288,15$ К ($t = 15^\circ\text{C}$); плотность воздуха (вычисляется по температуре и давлению) $\rho_0 = 1,225$ кг/м³; скорость звука (вычисляется по температуре) $a_0 = 340$ м/с.

Для тропосферы ($h = 0 \dots 11\,000$ м) принимают

$$T_h = 288,15 - 0,0065h; \quad p_h = p_0 \left(1 - \frac{h}{44331} \right)^{5,256};$$

$$\rho_h = \rho_0 \left(1 - \frac{h}{44331} \right)^{4,256}; \quad a_h = 20\sqrt{T_h}.$$

В стратосфере (до высоты 20 000 м)

$$T_h = 216,65 - 56,5^\circ\text{C}; \quad p_h = p_{11} e^{-\frac{h-11000}{6342}};$$

$$\rho_h = \rho_{11} e^{-\frac{h-11000}{6342}}; \quad a_h = 295,1 \text{ м/с.}$$

где $p_{11} = 22,6$ кПа = 170 мм рт. ст.; $\rho_{11} = 0,364$ кг/м³.

Подробные таблицы параметров стандартной атмосферы приводятся в литературе. В специальном математическом обеспечении ЭВМ есть стандартные программы, позволяющие рассчитывать параметры МСА.

Параметры МСА (изменение температуры и давления воздуха) для малых высот, на которых летают самолеты и вертолеты, приведены на рисунок 1.9. Здесь же приведены данные о распределении среднегодовых значений температуры $t(h)_{\max}$ и $t(h)_{\min}$.

Все расчеты при проектировании ЛА проводятся для условий МСА, что позволяет сравнить результаты расчетов и летных испытаний нескольких ЛА, проводимых в различных климатических поясах. Результаты испытаний пересчитываются на параметры международной стандартной атмосферы, таким образом все ЛА «помещаются» в одинаковые условия – условия МСА.

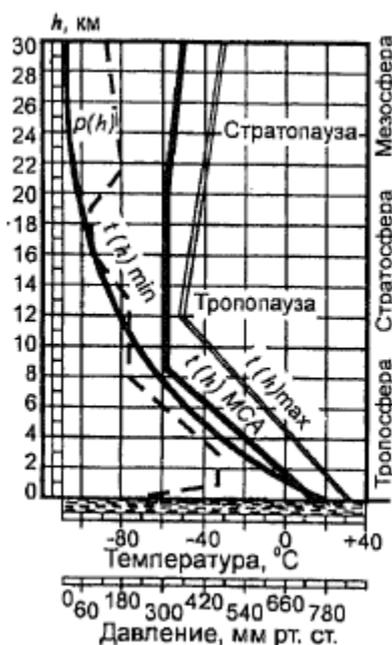


Рисунок 1.9 – Параметры МСА для малых высот

Рассмотрим некоторые неблагоприятные факторы, влияющие на самолет.

Ветер

Действительное распределение давления в атмосфере отличается от предполагаемого (постоянного для данной высоты) распределения, принятого в неподвижной атмосфере, описываемой МСА. Различие давлений в отдельных точках вызывает движение воздуха – ветер. Движение атмосферы поддерживается неравномерным ее нагревом солнечным излучением. Оно имеет случайный характер. В тропосфере происходит очень интенсивное вертикальное перемешивание воздуха. Вертикальные скорости достигают до 15 м/с в облаках и до 50 м/с в грозном фронте. На высотах 8...10 км, где обычно пролегают

трассы полетов пассажирских самолетов, возникают струйные течения со скоростями 10...30 м/с – ураганный ветер. Таким образом, полет проходит в турбулентной (от лат. *turbulentus* – бурный, беспорядочный), беспокойной атмосфере.

В стратосфере также происходит интенсивная циркуляция (от лат. *circulatio* – круговращение) воздуха с резкими ветрами, образуются горизонтальные струйные течения со скоростями 50... 150 м/с шириной в сотни километров.

Полет в турбулентной атмосфере обуславливает колебательный характер траектории самолета (от позднелат. *trajetorius* —относящийся к перемещению) – линии, описываемой в пространстве центром масс самолета, – колебания центра масс самолета, и угловые колебания самолета относительно центра масс – болтанку. При попадании самолета из нисходящего потока в восходящий, где вертикальная скорость воздуха превышает 20...30 м/с, возможен резкий заброс самолета вверх на 1000...2000 м. Это приводит к резкому увеличению нагрузок, действующих на конструкцию самолета. В исключительных случаях самолет может разрушиться.

Болтанка вызывает в конструкции самолета постоянно действующие знакопеременные нагрузки. При полете самолета в болтанку отдельные элементы конструкции растягиваются, сжимаются, изгибаются. В результате материал конструкции «устает», в элементах конструкции возникают микротрещины, которые растут от полета к полету и в конечном итоге могут привести к так называемому усталостному разрушению конструкции. Полет в болтанку утомляет пассажиров и экипаж, болтанка мешает точно пилотировать самолет, возникает опасность потери управляемости. Болтанка нарушает спектр потока воздуха, подходящего к воздухозаборникам двигателей, создается угроза самовыключения двигателей. При разработке компоновки и конструкции самолета необходимо учитывать это явление: предусматривать различные меры, повышающие усталостную прочность конструкции; создавать безопасно повреждаемые конструкции, в которых разрушение одного или нескольких элементов не ведет к катастрофическим последствиям; обеспечивать возможность надежного визуального или инструментального контроля состояния конструкции, позволяющего обнаружить трещины при предполетном осмотре. Однако все эти меры в большинстве случаев ведут к увеличению массы конструкции и, как следствие, к снижению эффективности самолета.

Надежное прогнозирование погоды и струйных течений по трассе полета, создание бортовых систем обнаружения турбулентности не только в облачности, но и при ясной погоде позволяют значительно уменьшить вероятность попадания самолета в экстремальные ситуации. Радикально проблема

обеспечения безопасности полета в турбулентной атмосфере может быть решена созданием самолетов, геометрия крыла которых изменяется в полете активной системой управления (АСУ). По командам от датчиков параметров движения АСУ автоматически отклоняет различные аэродинамические поверхности самолета для перераспределения, уменьшения или увеличения аэродинамических сил, т.е. непосредственно управляет ими с целью ослабления воздействия турбулентности, улучшения аэродинамических и эксплуатационных характеристик самолета и повышения эффективности его конструкции.

Солнечное излучение и радиационные пояса Земли

Атмосфера Земли подвержена постоянному воздействию излучения Солнца и магнитного поля Земли. Солнечное излучение характеризуется качественными и количественными характеристиками отдельных областей его спектра: рентгеновской, ультрафиолетовой, видимой, инфракрасной, радиоизлучения.

Воздействие солнечного излучения существенным образом влияет на физико-механические характеристики материалов, из которых изготовлен самолет: растрескиваются лакокрасочные покрытия, защищающие конструкцию от коррозии; теряет упругие свойства резина в различных уплотнениях; ухудшается прозрачность иллюминаторов.

Процессы, происходящие в ионосфере Земли под воздействием ультрафиолетового излучения Солнца, рентгеновского излучения солнечной короны, солнечных корпускулярных потоков и космических лучей, определяют качество радиосвязи. С увеличением высоты полета ЛА возрастает уровень неблагоприятного воздействия этих факторов на экипаж, конструкцию и системы радиоэлектронного оборудования ЛА.

Полет ЛА и в пределах радиационных поясов Земли, и в космическом пространстве требует специальной радиационной защиты экипажа и элементов оборудования. И поскольку существует некоторая неопределенность по параметрам этих неблагоприятных факторов, случайность в их проявлениях (например, при всплесках солнечной активности, которые недостаточно хорошо прогнозируются), степень риска, на который идет проектировщик, существенно возрастает.

Влажность и химический состав воздуха

Пары воды, находящиеся в воздухе, осадки в виде дождя и снега содержат соли, кислоты и щелочи, которые вызывают коррозию элементов конструкции самолета. В результате коррозии тонкостенные элементы конструкции могут быть значительно повреждены, ослаблены и вследствие этого могут разрушиться под воздействием нагрузки.

Применение в конструкции самолета различных металлов требует специальных эффективных мер защиты от коррозии – нанесения на конструкцию защитных металлических и лакокрасочных пленок. Весьма сложной проблемой является защита от коррозии конструкций гидросамолетов, базирующихся на морских акваториях. Влага, попадая внутрь конструкции самолета, может скапливаться в различных местах, вызывая коррозию конструкции изнутри. Поэтому конструктор должен предусматривать различные мероприятия, препятствующие скоплению влаги внутри конструкции и облегчающие ее удаление из конструкции самолета. Так, например, конструкция фюзеляжа а, показанная на рисунке 1.10, способствует коррозии, в то время как конструкция б, изображенная здесь же, является в этом отношении более приемлемой.

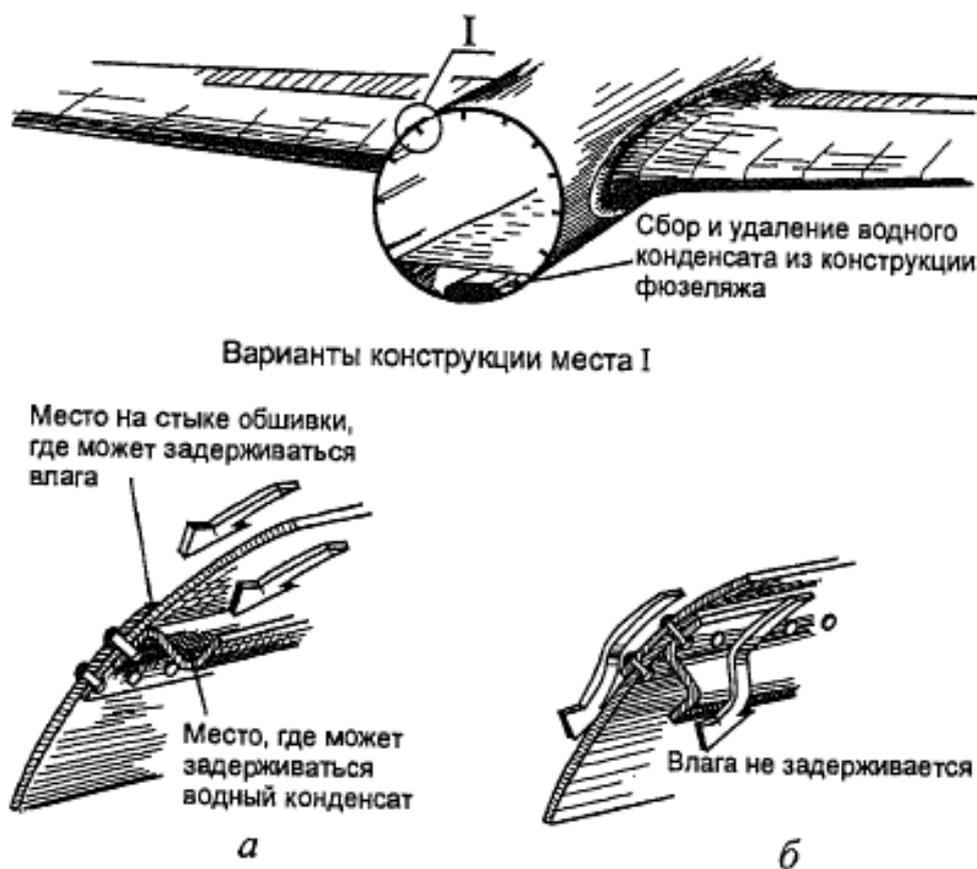


Рисунок 1.10 – Конструкция стыка обшивки фюзеляжа, неблагоприятная и благоприятная для возникновения коррозии

Озон, образуемым в стратосфере под действием ультрафиолетовой солнечной радиации, является очень сильным окислителем, оказывающим неблагоприятное воздействие на металлические и неметаллические конструкционные материалы. При длительных полетах ЛА в стратосфере необходимо решать проблемы обеспечения безопасности экипажа и пассажиров в кабинах,

вентилируемых воздухом непосредственно из окружающей среды, так как озон относится к числу веществ, чрезвычайно токсичных для человеческого организма.

Обледенение

При полете самолета в тропосфере и нижних слоях стратосферы, т.е. в слоях с низкой температурой окружающего воздуха, в условиях повышенной влажности на поверхности самолета образуется слой льда – происходит обледенение. Особенно интенсивно лед образуется на передних кромках крыла, оперения, воздухозаборниках двигателей, остеклении кабин. Если не бороться с этим явлением, слой льда быстро нарастает и на передних кромках крыла и оперения толщина льда может достигнуть 5...10 см. Отложения льда не только увеличивают массу самолета, но и резко ухудшают обтекание его воздушным потоком, полет становится невозможным. Поэтому в конструкции всех современных самолетов предусмотрены противообледенительные системы, обеспечивающие защиту элементов конструкции от образования льда.

Электрические явления в атмосфере

При полете в результате трения о поверхность самолета воздуха, капель воды, пыли отдельные части самолета заряжаются статическим электричеством. Разность электрических потенциалов между отдельными частями самолета может достигать нескольких тысяч вольт. Если не принять специальных мер, возможны электрический разряд между элементами конструкции и, как следствие, пожар на борту самолета. Кроме того, разность потенциалов отдельных частей приводит к электрохимической коррозии, создает помехи в работе пилотажно-навигационного оборудования. На стоянке самолета и в полете, возможно, также попадание в него молнии. Проектировщик обязан предусмотреть и эти явления и принять соответствующие меры, обеспечивающие надежную работу конструкции и оборудования.

Биосфера

Проектировщику приходится учитывать и взаимодействие самолета с живыми организмами, населяющими нижнюю часть атмосферы. Микробы, бактерии, насекомые могут наносить существенные повреждения деталям самолета, выполненным из неметаллических материалов. Чаще всего эта проблема решается правильным выбором материалов с учетом климатических условий, в которых будет эксплуатироваться самолет.

Однако есть проблема, которая требует специальных конструкторских мероприятий. Это встреча летящего самолета с птицей. Ежегодно в мире происходят до 2000 столкновений самолетов с птицами. При высокой скорости полета столкновение с птицей может быть эквивалентно удару орудийного

снаряда. Форма, конструкция каркаса остекления, само остекление кабины экипажа помимо прочих требований должны удовлетворять и требованию «птицестойкости», т.е. способности самолета выдержать столкновение с птицей без катастрофических повреждений. Необходимо также обеспечивать защиту двигателя самолета от разрушения в случае попадания птицы в воздухозаборник. В зоне аэродрома могут быть предприняты меры для отпугивания птиц. Вне зоны аэродрома вероятность столкновения с птицей достаточно велика. И здесь проектировщик также должен принимать решение в условиях неопределенности: результаты столкновения самолета с ласточкой или орлом будут совершенно различны.

2 ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА И КЛАССИФИКАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

2.1 Классификация принципов полета

В основе полета лежит преодоление гравитационной силы – силы тяжести, которая определяется уравнением

$$\bar{G} = m\bar{g},$$

где \bar{G} - сила тяжести, Н; m – масса летящего тела, кг; \bar{g} – ускорение свободного падения, м/с².

Сила, преодолевающая силу тяжести, называется *подъемной силой*. В равномерном горизонтальном установившемся полете подъемная сила \bar{Y} уравновешивает силу тяжести ($\bar{Y} = -\bar{G}$).

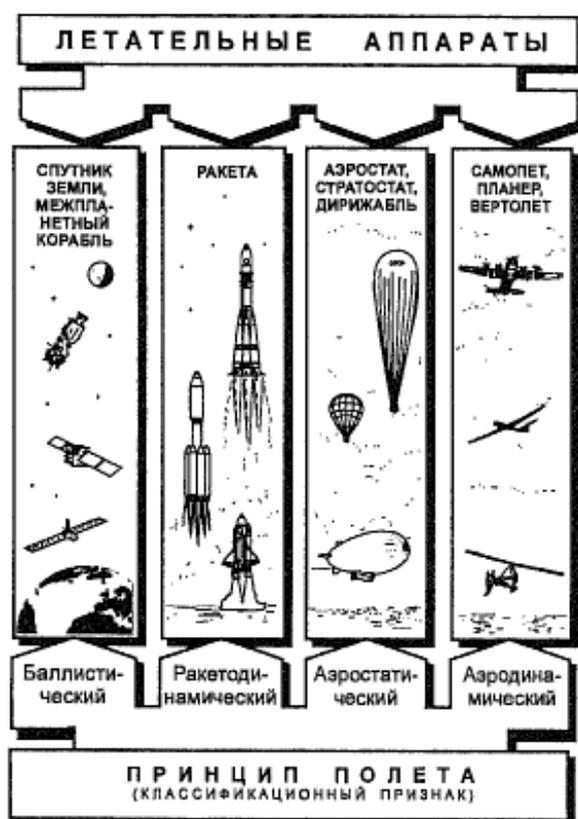


Рисунок 2.1 – Классификация летательных аппаратов по принципу полета

Принцип полета определяется тем, каким образом и за счет чего создается подъемная сила. В настоящее время техническое значение имеют следующие принципы полета:

- баллистический – сила \bar{Y} определяется силой инерции тела, летящего за счет начального запаса скорости или высоты, поэтому баллистический полет называют также пассивным;
- ракетодинамический – сила \bar{Y} определяется реактивной силой, возникающей в результате отбрасывания части массы летящего тела. В соответствии с законом сохранения импульса системы при отделении от ее массы с какой-либо скоростью некоторой части возникает движение;
- аэростатический – сила \bar{Y} определяется архимедовой силой, равной силе тяжести вытесненного телом воздуха;
- аэродинамический – сила \bar{Y} определяется реактивной силой, возникающей в результате отбрасывания вниз части воздуха, обтекающего тело при его движении, т.е. силовым воздействием воздуха на движущееся тело.

Классификация летательных аппаратов по принципу полета – способу создания подъемной силы – приведена на рисунке 2.1,

При полете в атмосфере кроме силы тяжести летательному аппарату приходится преодолевать силу сопротивления внешней среды. Силу, преодолевающую силу сопротивления внешней среды \bar{X} , называют тягой \bar{P} . В равномерном горизонтальном установившемся полете тяга \bar{P} уравнивает силу сопротивления среды ($\bar{P} = -\bar{X}$). Тягу, как и подъемную силу, можно создавать различными способами.

2.2 Реализация аэродинамического принципа полета

Аэродинамический принцип создания подъемной силы можно технически реализовать либо, используя движение всего аппарата, снабженного неподвижной несущей поверхностью (крыло), либо используя движение отдельных несущих частей аппарата (несущий винт, вентилятор и т.д.) относительно воздушной среды. И в том, и в другом случае образование подъемной силы основано на законе механики о количестве движения (второй закон Ньютона, названный в честь английского математика, механика, астронома и физика И. Ньютона)

$$m(V_2 - V_1) = Pt,$$

где m – масса тела (в данном случае это масса отбрасываемого воздуха), кг; $V_2 - V_1$ – изменение скорости тела (в данном случае вертикальная скорость отбрасываемого несущей поверхностью воздуха), м/с; P – сила, приложенная к воздуху и направленная вниз, Н; t – время действия силы, с.

Отсюда следует, что

$$P = m(V_2 - V_1) / t.$$

В соответствии с третьим законом Ньютона подъемная сила Y будет приложена к несущей поверхности, равна по величине силе P и направлена вверх (будет действовать против силы P , приложенной к воздуху и направленной вниз):

$$\bar{Y} = -\bar{P}.$$

В дальнейшем при обозначении сил, имеющих аэродинамическую природу, будем применять индекс «а» (Y_a, X_a и т.д.).

Еще раз подчеркнем, что движущаяся в воздухе несущая поверхность, создающая подъемную силу Y_a , совершает работу по преодолению действующей на нее силы лобового сопротивления X_a . Поэтому для создания подъемной силы необходимо затрачивать энергию. Очевидно, что энергетические затраты ЛА, использующего аэродинамический принцип полета, будут тем меньше, чем меньше будет сила лобового сопротивления X_a , возникающая при создании необходимой для полета подъемной силы Y_a , т.е. чем больше будет значение аэродинамического качества ЛА K_a , определяемого отношением подъемной силы к силе лобового сопротивления:

$$K_a = Y_a / X_a.$$

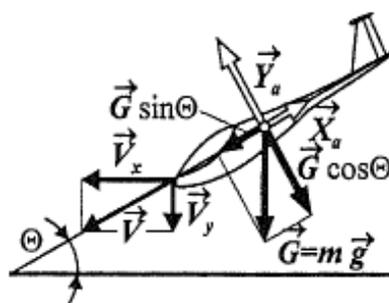


Рисунок 2.2 – Схема к объяснению планирующего полета

Далее будет показано, что аэродинамическое качество является свойством ЛА, определяемым в основном его геометрическими параметрами.

Среди ЛА, реализующих аэродинамический принцип полета, наибольшее распространение получили планеры (франц. *planeur* от *planer* – парить), самолеты и вертолеты.

Планер не имеет силовой установки, поэтому его полет (рисунок 2.2) в спокойной атмосфере возможен только с постоянным снижением под некоторым углом θ к горизонту со скоростью планирования \bar{V} , которая может быть

представлена векторной суммой скорости снижения \overline{V}_y и горизонтальной скорости полета \overline{V}_x . Движение планера вперед происходит под действием составляющей $\overline{G} \sin \theta$, силы тяжести \overline{G} , которая уравнивает силу лобового сопротивления X_a , возникающую вместе с подъемной силой крыла Y_a , уравнивающей составляющую $\overline{G} \cos \theta$ силы тяжести. Таким образом, при полете планера на создание подъемной силы и преодоление силы лобового сопротивления с потерей высоты расходуется потенциальная энергия, которой обладал планер, доставленный на высоту начала планирования с помощью наземной лебедки или самолета-буксировщика. Увеличить запас энергии для полета планер может, набирая высоту за счет энергии «термиков» – восходящих потоков теплого воздуха.

Рассматривая схему сил, действующих на планер при планировании (см. рисунок 2.2), запишем:

$$\overline{Y}_a = \overline{G} \cos \theta; \overline{X}_a = \overline{G} \sin \theta.$$

Отсюда $tg \theta = X_a / Y_a = 1 / K_a$, т.е. планер, имеющий большее аэродинамическое качество, будет планировать по более пологой траектории и дальность его полета при прочих равных условиях будет больше. Следовательно, он более эффективно использует начальный запас энергии. Для современных планеров аэродинамическое качество $K_a = 40 \dots 50$.

Самолет совершает полет в атмосфере за счет тяги, создаваемой силовой установкой, и подъемной силы, создаваемой неподвижным относительно других частей самолета крылом.

Двигатель самолета создает тягу воздушным винтом или реакцией струи выхлопных газов, расходуя при этом химическую энергию топлива, находящегося в топливных баках, на совершение работы по преодолению аэродинамического сопротивления или сопротивления трения при разбеге самолета по ВПП на взлете.

При полете самолета со скоростью V (рисунок 2.3) возникает подъемная сила \overline{Y}_a , противостоящая гравитационной силе (силе тяжести) \overline{G} ; вместе с тем возникает и сила, оказывающая сопротивление движению самолета, \overline{X}_a , которая преодолевается тягой двигателя \overline{P} .

Таким образом, для совершения горизонтального полета самолета необходимо выполнить условия

$$G = Y_a; P = X_a.$$

Отсюда тяга двигателя, необходимая для совершения горизонтального полета,

$$P_{\text{нотр}} = GX_a / Y_a = G / K_a = mg / K_a.$$

Очевидно, что энергетические затраты ЛА, реализующего аэродинамический принцип полета, на преодоление силы земного тяготения существенно меньше затрат ЛА, реализующего ракетодинамический принцип полета, для которого $P_{нотр} = mg$. У современных дозвуковых самолетов аэродинамическое качество $K_a = 15...18$, у сверхзвуковых самолетов $K_a = 8...12$.

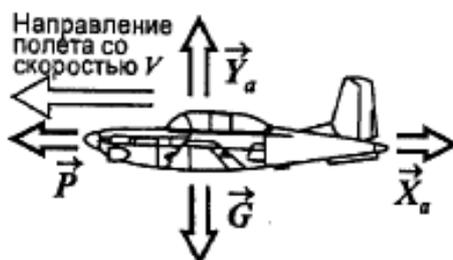


Рисунок 2.3 – Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

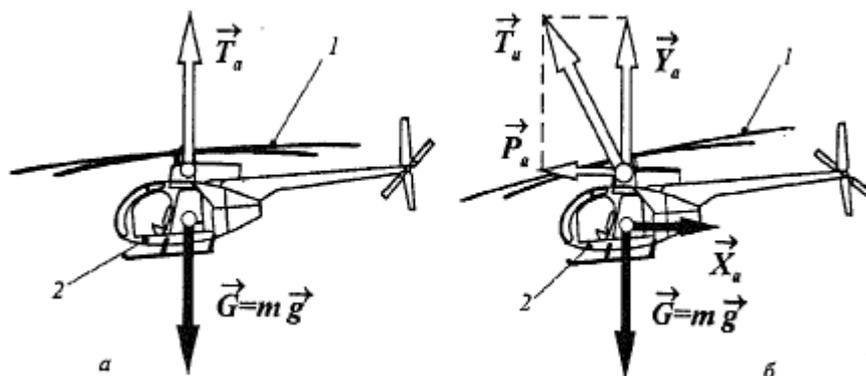


Рисунок 2.4 – Схема к объяснению принципа полета вертолета

Однако самолет (в традиционной конфигурации) не способен совершать вертикальный взлет и посадку, поскольку неподвижное крыло создает подъемную силу только при поступательном движении самолета.

Вертолет, устаревшее название – геликоптер (от греч. *helix (helikos)* – спираль, винт и *pteron* – крыло), совершает полет за счет подъемной силы и тяги, создаваемых одним или несколькими несущими винтами, способными создавать подъемную силу без поступательного движения ЛА.

Несущий винт 1 вертолета (рисунок 2.4, а) состоит из нескольких лопастей, которые представляют собой крылья, приводимые во вращение двигателем. В результате вращения лопастей возникает аэродинамическая подъемная сила (тяга винта) \overline{T}_a , которая в режиме висения уравнивает силу тяжести \overline{G} :

$$\overline{T}_a = -\overline{G}.$$

На рис. 2.4, б показана схема сил, действующих на вертолет в горизонтальном полете. Несущий винт 1 при помощи специального устройства наклонен относительно фюзеляжа вертолета 2 вперед. Составляющая \bar{Y}_a тяги винта \bar{T}_a уравнивает силу тяжести \bar{G} ($Y_a = G$), т.е. является подъемной силой вертолета; проекция \bar{P}_a силы \bar{T}_a на горизонтальную ось обеспечивает поступательное движение вертолета, уравнивая возникающую при этом силу лобового сопротивления \bar{X}_a ($\bar{P}_a = \bar{X}_a$), т.е. является тягой вертолета в горизонтальном полете.

Аэродинамическое качество современных вертолетов $K_a = 8...12$.

Практика показывает, что энергетические затраты на полет вертолета существенно больше, чем энергетические затраты на полет самолета при одинаковых взлетных массах и скорости полета. Однако вертолет обладает существенным свойством, которого не имеют самолеты традиционных схем, – он способен совершать вертикальный взлет и посадку, а также находиться в режиме висения.

2.3 Летательные аппараты, реализующие несколько принципов полета

Классификация летательных аппаратов по принципам полета, приведенная выше, весьма условна. Так, ракета, выводящая спутник на околоземную орбиту, сочетает ракетодинамический принцип полета на начальном (активном) участке с баллистическим принципом на пассивном участке. Самолет-лаборатория, двигаясь по баллистической траектории, обеспечивает кратковременную (30...40 с) невесомость для тренировки космонавтов. Большое внимание уделяется созданию самолетов, базирующихся на малоразмерных ВПП. Самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) используют направленную вертикально тягу воздушных винтов или реализуют ракетодинамический принцип (используют тягу реактивных двигателей) на режимах вертикального взлета и посадки, а на крейсерских режимах – аэродинамический принцип. Самолеты короткого (СКВП) или укороченного (СУВП) взлета и посадки на взлетно-посадочных режимах преодолевают силу тяжести за счет подъемной силы крыла и вертикальной тяги двигателей, реализуя одновременно аэродинамический и ракетодинамический принципы полета.

В связи с новыми достижениями науки и технологии появилась возможность создания самолетов, сочетающих аэродинамический и аэростатический принципы полета. ЛА «Эйрон-340» (рисунок 2.5), проект которого разрабатывался в США, представляет собой горизонтально взлетающий аппарат, корпус которого способен создать аэродинамическую подъемную силу при движении

в атмосфере. За счет использования гелия, заполняющего часть корпуса, создастся аэростатическая подъемная сила, компенсирующая вес конструкции. Аппарат рассчитан на перевозку груза массой 125 000 кг на расстояние 4000 км с крейсерской скоростью 240 км/ч на высоте 3600 м. Общая мощность четырех турбовинтовых двигателей 16 200 кВт.

Многоразовые воздушно-космические аппараты (МВКА) типа «Спейс шаттл» (США) и «Буран» (СССР), выводимые в космическое пространство с помощью ракет-носителей, в полете по орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ) реализуют баллистический принцип полета, при маневрировании на орбите с помощью ракетных двигателей – ракетодинамический принцип, при снижении с ОИСЗ в верхних слоях атмосферы – баллистический, а в нижних, плотных слоях атмосферы – аэродинамический принципы полета.

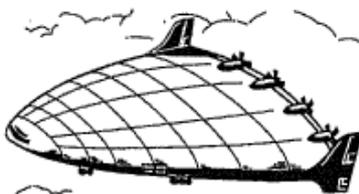


Рисунок 2.5 – Проект комбинированного летательного аппарата «Эйрон-340»

2.4 Крылатый летательный аппарат в космическом пространстве

Надежда на положительное решение человечеством вопроса об исключительно мирном использовании космического пространства позволяет нам не касаться военных аспектов использования космических ЛА, хотя во многих технически развитых странах в этом направлении ведутся широкомасштабные работы. В то же время непрерывно расширяется сфера использования космических ЛА для решения сугубо земных проблем, в число которых входят:

- создание глобальной системы спутниковой радио- и телевизионной связи с непосредственным вещанием на индивидуальные антенны;
- проведение метеорологических, геодезических, картографических работ и исследование природных ресурсов;
- создание спутниковых систем навигации морского и воздушного транспорта и поиска терпящих бедствие;
- производство в условиях невесомости уникальных по свойствам неорганических и органических материалов и веществ.

Информация, получаемая из космоса, способствует интенсивному развитию производительных сил, контролю за состоянием природной среды и ее охране, она активно используется для нужд сельского, лесного, водного и

рыбного хозяйства, океанографии, мелиорации, промышленного и гражданского строительства. Расширение этих работ требует увеличения грузопотока, направляемого на околоземные орбиты. Возникли и новые задачи, связанные с возвращением с орбиты на Землю крупногабаритных и тяжелых грузов.

Доставка с околоземной орбиты полезной нагрузки (экипажей, оборудования и т.п.) осуществляется *спускаемыми аппаратами* (СА) космических кораблей.

Спускаемые аппараты (рисунок 2.6) типа «Восток» 1 возвращались с орбиты по баллистической траектории, поскольку их корпус сферической формы практически не создает подъемную силу и их аэродинамическое качество близко к нулю.

СА типа «Союз» и «Аполлон» (США) 2, имеющие форму «фары», при входе в плотные слои атмосферы с аэродинамическим качеством $K_a = 0,1...0,3$ осуществляют скользящий спуск на режимах интенсивного торможения. Это позволяет достаточно точно привести их в заданную точку приземления, лежащую в плоскости орбиты ИСЗ, или достаточно близкую к ней.

Применение СА с несущим корпусом 3 ($K_a = 0,3...0,6$) и крылатых ЛА 4 ($K_a = 1,7...2,5$) существенно увеличивает эксплуатационные возможности по транспортировке грузов, поскольку такие аппараты обладают способностью маневрировать вне плоскости орбиты при планирующем спуске в атмосфере, что позволяет расширить географию мест их возможной посадки.

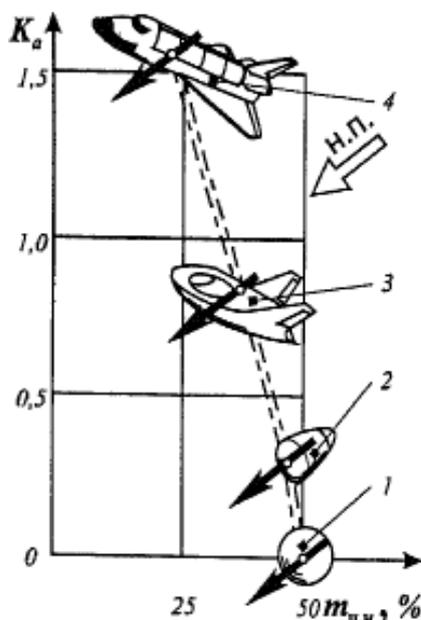


Рисунок 2.6 – Влияние формы СА на аэродинамическое качество и относительную массу полезной нагрузки

При планирующем спуске примерно вдвое по сравнению со скользящим спуском снижается силовое воздействие на спускаемый аппарат воздушного потока и настолько уменьшается интенсивность омывающих аппарат высокотемпературных потоков воздуха, что это позволяет при использовании тепловой защиты многократно применять крылатый ЛА для операций в космическом пространстве. Однако относительная масса полезной нагрузки $m_{п.н.}$ (отношение массы полезной нагрузки к массе аппарата) планирующих ЛА существенно меньше, чем у СА скользящего спуска вследствие увеличения массы конструкции за счет наличия крыла и оперения и существенно большей площади (и массы) теплозащитного покрытия. Так, на МВКА «Буран» площадь теплозащитного покрытия превышает 1000 м², что почти в 100 раз больше, чем на СА «Союз».

Технико-экономические расчеты показывают, что при решении широкого комплекса задач по доставке грузов на орбиту ИСЗ и с орбиты на Землю рентабельными могут быть как способы, ставшие уже традиционными (использование одноразовых ракет-носителей и СА), так и способы, основанные на применении многоразовых ЛА, имеющих частично или полностью сохраняемые компоненты (элементы ЛА), пригодные для использования их в последующих полетах.

В общем случае МВКА (или МТКК – многоразовый транспортный космический корабль) можно представить как ЛА, состоящий из разгонной ступени и воздушно-космического самолета (ВКС). Разгонная ступень (например, ракета-носитель) обеспечивает вывод ВКС на орбиту ИСЗ. ВКС (орбитальная ступень) производит все необходимые операции в космосе и возвращается на Землю по-самолетному.

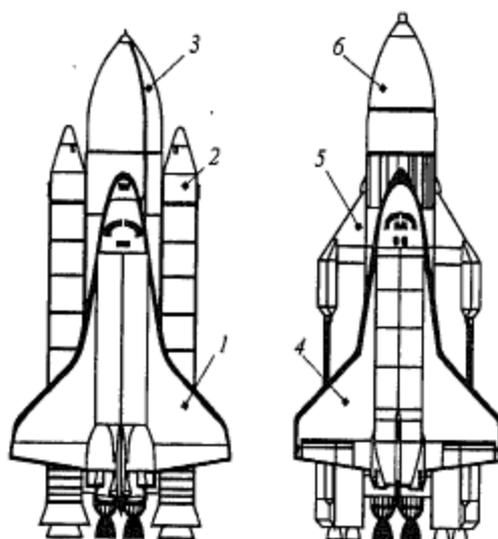


Рисунок 2.7 – МВКА первого поколения

Первыми в этом классе ЛА стали «Спейс шаттл» (космический челнок, США) и комплекс «Энергия» – «Буран» (СССР) (рисунок 2.7). Почти одинаковые параметры ТЗ на проектирование орбитальных ступеней (масса и объем полезной нагрузки), одинаковые условия возвращения с ОИСЗ с гиперзвуковой (от греч. *hyper* – над, сверх) скоростью, соответствующей числам $M = 5...25$, и условия посадки – на ВПП объективно привели к выбору практически одинаковых компоновочных решений и геометрических параметров ВКС (ракетопланов) «Спейс шаттл» 1 и «Буран» 4. Однако для комплексов в целом приняты принципиально различные технические концепции.

МВКА «Спейс шаттл» – это, фактически, снабженный ускорителями орбитальный самолет. Космический корабль 1, имеющий три маршевых кислородно-водородных ЖРД, крепится к внешнему топливному баку 3, содержащему запасы жидкого водорода (горючее) и жидкого кислорода (окислитель). На внешний топливный бак крепятся также два разгонных ракетных двигателя твердого топлива (РДТТ) 2, в корпусах РДТТ размещен твердый топливный заряд, горение которого обеспечивает создание тяги.

При вертикальном старте МВКА «Спейс шаттл» необходимая для преодоления силы земного тяготения тяга создается одновременной работой РДТТ и маршевых ЖРД корабля, расходующих топливо из внешнего топливного бака. После выгорания топлива разгонные РДТТ отделяются от внешнего топливного бака и с помощью парашютной спасательной системы, установленной под носовым обтекателем разгонной ступени, совершают мягкое приводнение. Маршевые двигатели корабля продолжают работу до выработки топлива из внешнего бака, после чего происходит разделение корабля и бака. Бак, двигаясь по баллистической траектории, падает в определенном районе Атлантического океана. Специальная двигательная установка орбитального маневрирования корабля «Спейс шаттл», состоящая из двух ЖРД, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива, размещенного в баках корабля (горючее – монометилгидразин, окислитель – четырехокись азота), завершает вывод корабля на орбиту. Таким образом, МВКА «Спейс шаттл» (первый пилотируемый запуск корабля, названного «Колумбия», состоялся 12 апреля 1981 г.) имеет два компонента многоразового применения – собственно орбитальный корабль и разгонные РДТТ.

Вертикальный старт «Бурана» обеспечивает универсальная двухступенчатая ракета-носитель «Энергия», первая ступень которой состоит из четырех ракетных блоков 5, каждый из которых оснащен кислороднокеросиновым ЖРД. Вторая ступень 6 «Энергии» – оснащенный четырьмя кислородно-водородными ЖРД центральный блок, на который устанавливаются блоки первой ступени и ВКС.

Старт комплекса производится при работающих двигателях первой и второй ступеней. После выработки топлива из блоков первой ступени они попарно отделяются, затем происходит их разделение, блоки стабилизируются и осуществляют управляемый спуск в атмосфере. Отделение «Бурана» от второй ступени происходит, когда в расчетной точке промежуточной орбиты (суборбиты) достигается заданная скорость. Включая на суборбите маршевый двигатель, «Буран» сначала поднимается на промежуточную, а затем на круговую опорную орбиту, а вторая ступень РН «Энергия», продолжая пассивный (баллистический) полет, падает в определенном районе Тихого океана.

Таким образом, на момент первого запуска (15 ноября 1988 г.) система «Энергия» – «Буран» имела только один компонент многоразового применения - собственно орбитальный корабль.

Блоки первой ступени РН «Энергия» могут оснащаться парашютно-ракетной системой спасения. Отработка этой системы в последующих запусках и оснащение аналогичной системой второй ступени – возможный путь превращения комплекса «Энергия» – «Буран» в полностью многоразовую систему.

Осуществление таких проектов МВКА, как «Спейс шаттл» и «Буран», потребовало, безусловно, огромных материальных затрат. Окупиться эти затраты могут лишь в процессе длительной эксплуатации таких систем. Однако разработка, испытания и опыт их эксплуатации открывают пути для поиска новых, более экономичных разработок многоразовых космических ЛА. Очевидно, что парашютный способ спасения отдельных компонентов МВКА достаточно сложен и не обеспечивает возвращения спасаемых компонентов непосредственно на стартовую площадку, а это значит, что для подготовки к повторному полету потребуются значительные затраты средств и времени. Очевидно также, что повторное использование всех компонентов космической транспортной системы резко увеличивает ее экономическую эффективность. Резко увеличить экономическую эффективность можно также, отказавшись от дорогостоящих сооружений стартового комплекса, обеспечивающего вертикальный старт.

Использование крылатого ЛА в качестве разгонной ступени, выводящей на орбиту ИСЗ крылатый возвращаемый аппарат, может быть достаточно серьезной альтернативой другим проектным проработкам МВКА

Возможные проектные концепции таких МВКА проиллюстрированы рисунке 2.8 и 4.9.

Пилотируемые или автоматически управляемые двухступенчатые ЛА, состоящие из дозвукового (рисунок 2.8) или гиперзвукового (рисунок 2.9) самолета-разгонщика (носителя) 1, доставляют орбитальный ЛА 2 в расчетную точку старта с заданными высотой и скоростью полета. Аппараты проектируются под горизонтальный взлет аэрокосмического комплекса и горизонтальную посадку самолета-разгонщика на обычный аэродром, что значительно

снижает расходы на его эксплуатацию. Орбитальная ступень 2, отделяясь от самолета-разгонщика, выходит на орбиту ИСЗ и после выполнения полетного задания возвращается на аэродром старта, совершая посадку по-самолетному. В качестве дозвукового самолета-носителя для таких перспективных многоразовых аэрокосмических систем может быть использован самолет Ан-225 «Мрия»

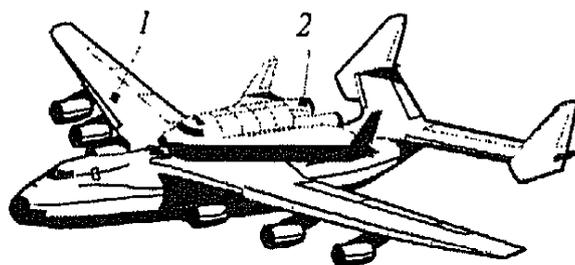


Рисунок 2.8 – Концепция МВКА с дозвуковым разгонщиком

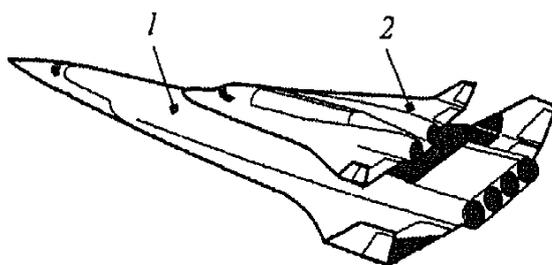


Рисунок 2.9 – Концепция МВКА с гиперзвуковым разгонщиком

Мы уже отмечали, что малая масса ЛА, малое аэродинамическое сопротивление, которое он испытывает в полете, высокая надежность всегда желательны, но получены они могут быть только за счет каких-либо других характеристик ЛА; однако при прочих равных условиях взлетная масса ЛА может служить критерием эффективности при выборе проектного решения.

Поскольку полет основан на преодолении гравитационной силы (силы тяжести), уменьшение массы любой детали, агрегата, системы, ЛА в целом – одна из основных задач, которую решают все специалисты, участвующие в разработке ЛА.

В то же время созданы гигантские ЛА, реализующие различные принципы полета.

Ракетно-космическая система «Сатурн» – «Аполлон», обеспечившая в 1969-1972 гг. полеты американских астронавтов на Луну, является самой большой в мире. Трехступенчатая ракета-носитель «Сатурн-5» выводила на окололунную орбиту КК «Аполлон» (масса до 47 000 кг), лунная кабина которого

(масса 14 700 кг) с двумя астронавтами на борту совершала посадку на Луну. Стартовая масса системы «Сатурн» – «Аполлон» до 2950 000 кг, «сухая» масса (масса без топлива) 180 000 кг, высота системы на старте 110,7 м, диаметр 10,1 м (по лопастям стабилизаторов 19,2 м).

Самым большим жестким дирижаблем было германское пассажирское воздушное судно LZ-130 «Граф Цеппелин II» (1938 г.) с четырьмя дизельными двигателями общей мощностью 3090 кВт. Длина дирижабля 245,1 м, диаметр 41,1 м, объем 199 981 м³, масса конструкции 116000 кг, аэростатическая подъемная сила 2 119 000 Н, полезная аэростатическая подъемная сила 912 300 Н.

Гигантский транспортный планер «Мессершмитт» Me321 (Германия, 1941 г.) с крылом размахом 55,24 м имел грузовой отсек (длина 11 м, высота 3,3 м, ширина 3,15 м), способный вместить до 200 экипированных солдат. Взлетная масса 35 000 кг.

Самый большой самолет в мире – Ан-225 «Мрия», разработанный в ОКБ им. О.К. Антонова в 1988 г., является также первым самолетом, рассчитанным на полеты при общей массе, превышающей 600 000 кг. В течение года после первого полета на этом самолете было установлено более 100 мировых рекордов грузоподъемности, скорости, высоты и дальности полета.

Экспериментальный двухвинтовой вертолет (1967 г.) поперечной схемы Ми-12 (В-12) ОКБ генерального конструктора М.Л. Миля – самый большой в мире. Полный размах лопастей двух несущих винтов 67 м, длина фюзеляжа 37 м, мощность каждого из четырех двигателей 4800 кВт. Нормальная взлетная масса вертолета 97 000 кг (максимальная 105 000 кг), полезная (коммерческая) нагрузка до 40 000 кг.

3 ЭЛЕМЕНТЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА И АЭРОДИНАМИКИ

3.1 Силы, действующие на самолет в полете

Пространственное движение самолета, характеризующееся изменением положения самолета в пространстве, изменением скорости и направления полета, называется маневром, а способность совершать маневр – маневренностью самолета (франц. manoeuvrer – приводить в движение, управлять, маневрировать, от лат. тапи орегег – работаю руками).

Все силы, действующие на самолет в полете, могут быть сведены к трем: полной аэродинамической силе \bar{R}_a , силе тяжести \bar{G} и тяге двигателя \bar{P} . Эти силы, в свою очередь, можно привести к равнодействующей силе \bar{F} , приложенной в центре масс самолета, и моменту \bar{M} относительно центра масс (рисунок 3.1):

$$\bar{F} = \bar{R}_a + \bar{G} + \bar{P}; \bar{M} = \sum \bar{P}_i \cdot r_i,$$

где \bar{P}_i – составляющие силы \bar{F} ; r_i – плечо силы \bar{P}_i , относительно центр масс.

В общем случае сила \bar{F} и момент \bar{M} , действующие на самолет, отличны от нуля и самолет движется поступательно вдоль вектора силы \bar{F} с ускорением $j = F/m$ и вращается относительно оси, направленной вдоль вектора \bar{M} с угловым ускорением $\varepsilon = M/J_m$. Здесь j – линейное ускорение центра масс самолета, м/с²; F – действующая на самолет сила, Н; m – масса самолета, кг; ε – угловое ускорение самолета, рад/с²; M – действующий на самолет момент сил, Н·м; J_m – момент инерции самолета относительно центра масс, кг·м².

Момент инерции самолета относительно центра масс

$$J_m \approx \sum_{i=1}^n m_i r_i^2,$$

где m_i – масса i -го агрегата самолета (например, масса двигателя); r_i^2 – расстояние от центра масс i -го агрегата до оси вращения самолета, проходящей через центр масс, т.е. до вектора момента \bar{M} .

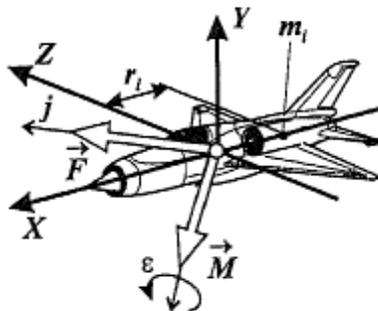


Рисунок 3.1 – Силы, действующие на самолет в криволинейном полете

3.2 Понятие об аэродинамическом расчете

Методы динамики полета позволяют выработать рекомендации по технике пилотирования самолета, подобрать наивыгоднейшие режимы полета, рассчитать летно-технические характеристики (ЛТХ) самолета. Определение основных ЛТХ самолета принято называть аэродинамическим расчетом.

Н.Е. Жуковский предложил для определения ЛТХ метод тяг (метод Н.Е. Жуковского), основанный на сопоставлении потребной для полета тяги $P_{п}$ с располагаемой тягой P_p двигателей, установленных на самолете (рисунок 3.2). Кривая располагаемых тяг P_p определяется характеристиками двигателя. Кривая потребных тяг получается расчетом в диапазоне летных углов атаки для каждого угла атаки α_i и высоты полета (ρ_i) по алгоритму

$$\alpha_i \rightarrow C_{xai} \cdot C_{yai} \rightarrow \frac{C_{yai}}{C_{xai}} \rightarrow P_{ni} = \frac{mg}{K_{ai}} \rightarrow V_i = \sqrt{\frac{2mg}{S\rho_i C_{yai}}}$$

По результатам сравнения кривой потребных и располагаемых тяг определяются диапазоны высот и скоростей полета для проектируемого самолета (рисунок 3.3).

Зона 1 реализуемых самолетом высот и скоростей полета – область возможных полетов – ограничена минимально допустимыми 2 и максимально допустимыми 3 скоростями полета.

Граница 2 минимальной скорости полета определяется из уравнения горизонтального полета $Y_a = G$:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2p}{\rho_H C_{ya \max}}}$$

где V_{\min} – минимальная скорость полета, м/с; $p = mg / S$ - удельная нагрузка на крыло самолета с полетной массой m и площадью крыла S , Па; ρ_H – плотность воздуха на высоте H , кг/м³; $C_{ya \max}$ - максимально допустимый в полете коэффициент подъемной силы самолета.

Граница 3 максимальной скорости полета V_{\max} определяется максимальной тягой двигателя из уравнения горизонтального полета $X_a = P$ как

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2pP_{\max}}{\rho_H C_{xa \min}}}$$

где $\bar{P} = \frac{P}{mg}$ - удельная тяговооруженность самолета с полетной массой m и тягой двигателей P ; $\bar{P}_{\max} = \frac{P_{\max}}{mg}$ - максимальная удельная тяговооруженность; p - удельная нагрузка на крыло, Па; $C_{x_{a \min}}$ - минимальный коэффициент лобового сопротивления при полете на данной высоте.

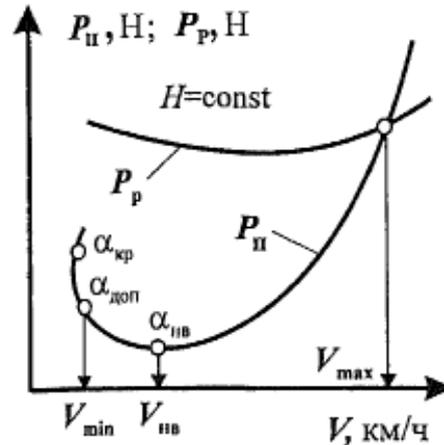


Рисунок 3.2 – Кривые потребных и располагаемых тяг

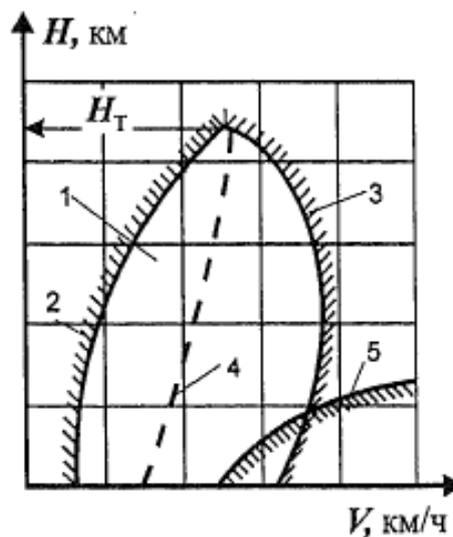


Рисунок 3.3 – Диапазоны летных высот и скоростей полета

Наиболее выгодная скорость полета $V_{нв}$ (кривая 4 на рисунке 3.3) соответствует максимальному аэродинамическому качеству самолета K_{\max} и, следовательно, минимально потребной для полета тяговооруженности, поскольку $\bar{P} = 1/K_a$.

Наиболее выгодной скорости полета соответствует и максимальная скороподъемность V_y определяемая избытком тяги двигателя, которую можно использовать для набора высоты.

Пересечение границ 2 и 3 определяет теоретический потолок самолета H_T , на котором $V_{\max} = V_{\min}$, т.е. возможен полет с единственной скоростью, разгон самолета невозможен и, следовательно, $V_y = 0$.

Практический потолок самолета H_{II} определяется высотой, на которой вертикальная скорость соответствует какой-либо заранее установленной величине, например $V_y = 0,5 \text{ м/с}$.

Динамический потолок самолета – высота, которой достигает самолет в результате энергичного вертикального маневра (горки) после разгона до большой горизонтальной скорости, используя для набора высоты не только тягу двигателей, но и кинетическую энергию, накопленную при разгоне.

Полет в болтанку, когда на человека действуют значительные знакопеременные нагрузки, вызванные порывами ветра, заставляет ограничивать диапазоны скоростей и высот полета. На рисунке 3.3 граница 5 обусловлена переносимостью человеком перегрузок при полете в турбулентной атмосфере.

В первом приближении продолжительность T дальность L полета определяются по формулам

$$T = \frac{m_T}{C_p P_{II}} = \frac{m_T K_a}{G C_p}; \quad L = TV = \frac{m_T K_a V}{G C_p},$$

где T – продолжительность полета, ч; m_T – запас топлива на борту самолета, кг; C_p – удельный расход топлива (количество топлива в килограммах, потребное для создания двигателем тяги в 1 Н в течение 1 ч полета, кг/(Н·ч); P_{II} – потребная тяга двигателей, Н; K_a – аэродинамическое качество самолета; G – сила тяжести (вес) самолета ($G = mg$), Н; m – полетная масса самолета, кг; g – ускорение свободного падения, м/с²; L – дальность полета, км; V – скорость полета, км/ч.

3.3 Основы аэродинамики

Аэродинамика – раздел механики, в котором изучаются законы движения газообразной среды (например, воздуха) и ее взаимодействие с движущимися в ней обтекаемыми твердыми телами.

Несомненен приоритет нашей страны в ряде крупнейших открытий в области аэродинамики. Члены Российской академии наук Л. Эйлер и Д. Бернулли заложили основы науки о движении тел в воздушном пространстве. Русские ученые-механики Н.Е. Жуковский и С.А. Чаплыгин – авторы

фундаментальных работ в области аэродинамики. И.В. Мещерский – видный ученый в области теоретической и прикладной механики – разработал основы механики тел переменной массы, на основании его теорем построены уравнения движения самолета. Метод теоретического определения летных характеристик самолета создал Н.Е. Жуковский. Современная теория устойчивости движения самолета базируется на исследованиях А.М. Ляпунова – русского математика и механика.

3.3.1 Классификация скоростей полета

Характер взаимодействия внешней газовой среды (атмосферы) и движущегося в ней тела (ЛА) существенным образом зависит от скорости полета ЛА и от высоты полета, поскольку с высотой изменяются параметры атмосферы.

При небольших скоростях движения происходит в основном *силовое взаимодействие*, т.е. в результате движения возникают силы, которые оказывают сопротивление движению тела в газовой среде. С ростом скорости силовое взаимодействие сопровождается *тепловым взаимодействием*, т.е. нагревом поверхности обтекаемого тела вследствие теплопередачи от газа к телу. При очень больших скоростях полета аэродинамический нагрев становится настолько сильным, что может разрушить материал конструкции ЛА путем его оплавления или *сублимации* (от лат. *sublimo* – возношу), т.е. непосредственного перехода материала ЛА из твердого в газообразное состояние и, как следствие, *уноса* разрушенной части *материала*. Аэродинамический нагрев может привести к *химическому взаимодействию* между газовой средой и материалом конструкции ЛА, в результате чего также возникает эффект уноса части материала. На больших скоростях полета вследствие механического воздействия может возникнуть *эрозия* (от лат. *erosio* – разъедание) материала конструкции, что также сопровождается эффектом уноса массы, или *абляцией* (позднелат. *ablatio* – отнятие).

Естественно, что в первую очередь проектировщика интересует силовое взаимодействие ЛА и внешней газовой среды, поскольку в результате этого взаимодействия возникают силы, обеспечивающие полет ЛА.

Движение ЛА, раздвигающего воздух, вызывает возмущения воздушной среды, которые, как уже отмечалось ранее, распространяются во все стороны со скоростью звука в виде колебаний давления и плотности воздуха. При малых скоростях полета эти возмущения значительно опережают ЛА и воздушный поток, еще даже не приблизившись к нему, изменяет свое направление раздвигаясь и «приспосабливаясь» к обтеканию частей ЛА. Сжатие воздуха при этом незначительно.

С ростом скорости полета ЛА и приближением ее к скорости звука (скорости распространения возмущений) созданные ЛА возмущения не могут зна-

чительно опередить его. Взаимодействие ЛА с невозмущенной («не подготовленной») к обтеканию ЛА) внешней средой вызывает сильное сжатие воздуха, повышение его давления и, как следствие, увеличение сил, действующих на ЛА. Таким образом, критерием, позволяющим оценить силовое взаимодействие ЛА и воздушной среды, – *критерием сжимаемости* потока воздуха может служить число M . Чем больше число M , тем сильнее проявляется в полете эффект сжимаемости воздуха. На основании этого критерия принята следующая классификация скоростей полета ЛА:

- *малые дозвуковые скорости*, соответствующие числам $M = 0,4 \dots 0,6$, при которых сжимаемость воздуха практически мало влияет на силовое взаимодействие ЛА и окружающей среды;
- *большие дозвуковые скорости*, соответствующие числам $M = 0,6 \dots 0,9$, при которых влияние сжимаемости на силовое взаимодействие весьма существенно, однако тепловое взаимодействие практически отсутствует и его можно не рассматривать;
- *околозвуковые (трансзвуковые, от лат. trans- через, за, за пределами) скорости*, соответствующие числам $M = 1$;
- *сверхзвуковые скорости* ($M > 1$), при которых проектировщики обязаны учитывать не только силовое, но и тепловое взаимодействие ЛА и окружающей среды;
- *гиперзвуковые скорости*, соответствующие числам $M = 5$, при которых силовое и тепловое взаимодействия ЛА и окружающей среды настолько интенсивны, что могут сопровождаться химическим и механическим взаимодействиями, и чреваты возможностью эрозии и уноса материала конструкции

В результате аэродинамических экспериментов установлено, что причинами возникновения сил, действующих на обтекаемое потоком воздуха тело, являются трение воздуха в пограничном слое и давление воздушного потока на обтекаемое тело.

3.3.2 Определение ламинарного и турбулентного режимов течения вязкой жидкости

Из раздела динамики вязкой жидкости рассмотрим только вопрос о двух режимах течения жидкости.

Как отмечалось выше, в реальных движущихся жидкостях вследствие их вязкости проявляется касательное напряжение, что приводит к возникновению внутреннего трения. Опыты показывают, что для встречающихся в природе потоков вязкой жидкости характерны два качественно отличные друг от друга режима течения: ламинарный (т. е. слоистый, от латинского слова «lamina» что означает «слой») и турбулентный (т. е. беспорядочный, от латинского слова

«бурный», «возмущенный»). Ламинарный режим характерен для малых скоростей течения, турбулентный — для сравнительно больших. При ламинарном режиме течения каждая частица потока жидкости движется вдоль плавно изменяющейся траектории, при турбулентном — мгновенные значения скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации.

Режим течения, ламинарный или турбулентный, определяется по величине безразмерного параметра, называемого числом Рейнольдса:

$$\text{Re} = \frac{\rho V l}{\mu} \text{ или } \text{Re} = \frac{V l}{\nu},$$

где ρ — плотность жидкости; V — средняя скорость течения жидкости; l — характерный размер (при течении в трубе диаметр трубы, при обтекании крыла — хорда или размах крыла и т. п.); μ и ν — динамический и кинематический коэффициенты вязкости. По опытным данным ламинарный режим движения в трубе существует до чисел Рейнольдса, меньших 3300.

При повышении скорости течения некоторой определенной для данного опыта величины, так называемой критической скорости, или при значении числа Рейнольдса, большем 2300, наблюдается турбулентный режим течения. Число Рейнольдса соответствующее критической скорости течения, называется *критическим*:

$$\text{Re} = \frac{V_{кр} d}{\nu}$$

Для труб величина $\text{Re}_{кр}$ порядка 2300... 4000, а для профилей, обтекаемых потоком жидкости $\text{Re}_{кр} = 3,8 \cdot 10^5 \dots 4 \cdot 10^5$.

В отличие от ламинарного при турбулентном течении жидкости, кроме составляющих скорости, параллельных оси потока, имеются также скорости, перпендикулярные к оси потока. Наличием последних и объясняется поперечное перемещение частиц жидкости в турбулентном потоке.

Турбулентное течение не следует отождествлять с вихревым. Вращение частиц жидкости, т. е. вихревое движение, имеет место и в турбулентном, и в ламинарном потоках. Отличие, однако, состоит в том, что при ламинарном режиме течения частицы жидкости вращаются упорядоченно и не перемешиваются друг с другом, при турбулентном — частицы и вращаются, и перемешиваются. Как известно, при стационарном ламинарном движении жидкости линии тока совпадают с траекториями движения отдельных частиц, однако при этом угловые скорости вращения частиц не равны нулю. Вихревые линии в круглой трубе являются концентрическими окружностями, а вихревые поверхности — цилиндрическими поверхностями.

При турбулентном режиме течения частицы жидкости, участвуя в общем поступательном движении, имеют дополнительные по сравнению с ламинарным режимом степени свободы, связанные с продольными и поперечными пульсациями. Наличием пульсационных скоростей в турбулентном потоке обусловлены дополнительные нормальные и касательные напряжения. Механизм турбулентного течения очень сложен и еще полностью не изучен.

Следует отметить, что между ламинарной и турбулентной частью потока есть переходная область, в пределах которой постепенно развивается турбулентное течение и на верхней границе этой области становится полностью турбулентным.

Обычно в практических задачах турбулентность играет отрицательную роль, так как при наличии в потоке беспорядочных – турбулентных пульсаций скорости происходит механическое перемешивание частиц жидкости, и этот процесс создает дополнительное сопротивление, как если бы обычную вязкость увеличили в тысячу, а иногда и в десятки тысяч раз. Поэтому сопротивление трению самолетов и ракет при обтекании их турбулентным потоком во много раз больше по сравнению с ламинарным обтеканием. Однако в ряде случаев турбулентность может играть и положительную роль. Например, при ламинарном обтекании кормовой части неудобнообтекаемых тел происходит более ранний отрыв пограничного слоя с кормовой части по сравнению с турбулентным обтеканием и, следовательно, общее сопротивление в этом случае увеличивается. Поэтому для предотвращения раннего отрыва пограничного слоя и уменьшения общего сопротивления, поток часто искусственно турбулизируют. Кроме того, благодаря перемешиванию жидких масс в турбулентном потоке улучшается теплопередача, и это свойство часто используется в соответствующих системах и установках. Однако следует отметить, что турбулентный режим течения крайне невыгоден, если необходимо уменьшить аэродинамический нагрев, например, при полете на больших скоростях.

Отметим еще одно обстоятельство, имеющее большое значение при исследовании течений в диффузорных (расширяющихся) и конфузорных (сужающихся) участках трубы, в частности, при входе и выходе из рабочего участка в дозвуковой аэродинамической трубе.

Наблюдения показывают, что критические числа Рейнольдса в диффузорах и конфузорах зависят не только от структуры пограничного слоя и условий входа потока в трубу, но и от продольного ускорения частиц.

Поскольку в конфузорах давление вдоль потока убывает, а частицы движутся с ускорением, то их тенденция к поперечному перемешиванию уменьшается, и критическое число Рейнольдса $Re_{кр}$ увеличивается. В диффузорах давление вдоль потока возрастает, и частицы жидкости движутся замедленно, при этом их тенденция к поперечному перемешиванию увеличивается, а кри-

тическое число Рейнольдса $Re_{кр}$ уменьшается. Таким образом, изменяя продольное ускорение частиц, можно в какой-то степени управлять, переходом ламинарного движения в турбулентное. На практике в большинстве случаев имеет место турбулентный пограничный слой при обтекании различных тел, в частности, частей летательных аппаратов. Учитывая, что в данном курсе излагаются вопросы, не связанные непосредственно с исследованиями ламинарного течения, мы не будем останавливаться на рассмотрении этого вопроса.

3.4 Аэродинамические силы

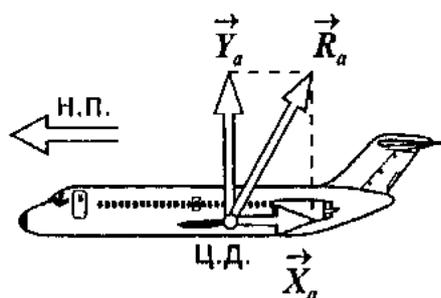


Рисунок 3.4 – Полная аэродинамическая сила по профилю крыла

Сумма всех сил (сил давления и сил трения), возникающих при обтекании тела, называется *полной аэродинамической силой* R_a (рисунок 3.4).

Точка приложения полной аэродинамической силы R_a называется *центром давления* (ц.д.). Часть полной аэродинамической силы, перпендикулярная к направлению полета (н.п.), точнее, к вектору скорости набегающего потока, является *подъемной силой* Y_a . Часть полной аэродинамической силы X_a , параллельная вектору скорости набегающего потока, является *силой лобового сопротивления*.

На аэродинамические силы влияют различные факторы. Как мы уже отмечали, сила трения воздуха о тело реализуется полностью в пограничном слое. И чем меньше будет шероховатость обтекаемого тела, тем дальше по поверхности тела будет сохраняться ламинарный пограничный слой и меньше будет сила сопротивления трения, поскольку меньше энергии будет расходоваться на перемешивание потока в пограничном слое. Конструктор всегда должен думать о состоянии поверхности частей самолета, выступающих в поток, в частности о конструкции стыка листов обшивки, образующих внешние обводы самолета. Так, стык листов обшивки 1 и 2, представленный на рисунке 3.5, а, с точки зрения аэродинамики менее предпочтителен, чем стык, изображенный на рисунке 3.5, б, поскольку уступ, образованный листами, и закладная головка заклепки 3 выступают в поток и способствуют турбулизации пограничного слоя. Однако стык, показанный на рисунке 3.5, б, технологически

сложнее, так как требуется обработка гнезд под потайные закладные головки заклепок 4, тяжелее, поскольку дополнительно используется подкладная деталь 5, и, естественно, дороже.

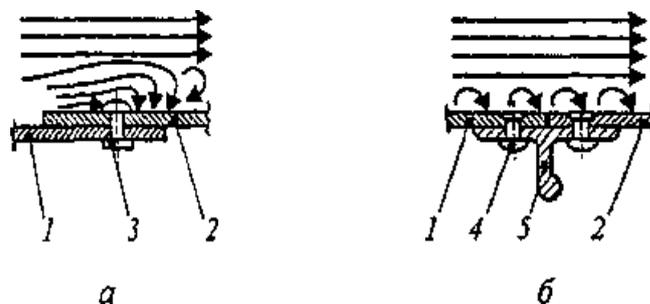


Рисунок 3.5 – Стык листов обшивки

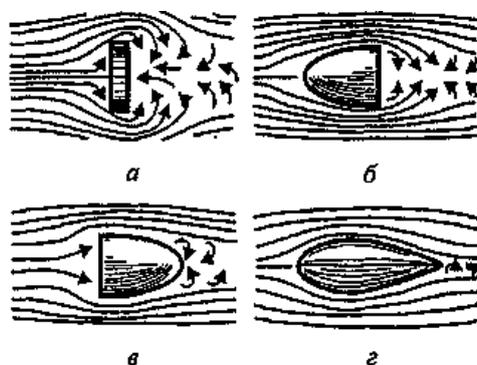


Рисунок 3.6 – Влияние формы тела на полную аэродинамическую силу

На аэродинамические силы существенно влияет и форма обтекаемого тела. Обозначим полную аэродинамическую силу установленной в потоке пластинки (рисунок 3.6, а) R_a (а); пластинки с носовым обтекателем (рисунок 3.6, б) R_a (б); пластинки с хвостовым обтекателем (рисунок 3.6, в) R_a (в); пластинки с носовым и хвостовым обтекателями – удобообтекаемого (каплевидного, веретенообразного) тела (рисунок 3.6, г) R_a (г). В данном случае полная аэродинамическая сила – это, естественно, сила лобового сопротивления. R_a (б) $\approx 0,25 R_a$ (а), так как носовой обтекатель обеспечивает постепенную деформацию струй в процессе обтекания; R_a (в) $\approx 0,75 R_a$ (а), так как хвостовой обтекатель способствует плавному расширению потока, завихренная спутная струя становится меньше и R_a (г) $\approx 0,05 R_a$ (а).

Установлено также, что если увеличить в n раз площадь максимального поперечного сечения (*миделя*, от голл. *middel*-средний) обтекаемого тела (рисунок 3.7) F - площадь миделя, сохранив подобие тел, то в n раз увеличится и полная аэродинамическая сила, т.е. при $F_2 = nF_1$ имеем $R_{a2} = nR_{a1}$.

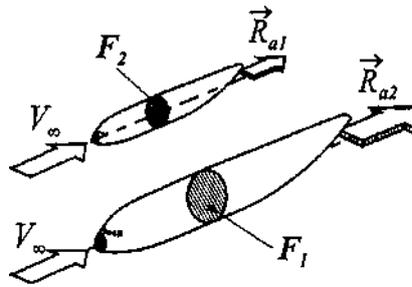


Рисунок 3.7 – Влияние площади миделя на полную аэродинамическую силу

Рассмотрим, как влияет на полную аэродинамическую силу положение обтекаемого тела относительно набегающего потока воздуха. Угол α между направлением вектора скорости набегающего потока и характерной осью обтекаемого тела называется углом атаки. На рисунке 3.8 представлены графики зависимости составляющих полной аэродинамической силы от угла атаки для профиля крыла. Для профилей различной формы можно найти некоторый угол атаки (рисунок 5.13, а), при котором распределение давления на поверхности профиля таково, что подъемная сила Y_a отсутствует, и угол атаки, при котором сила лобового сопротивления X_a минимальна.

С увеличением угла атаки до некоторого значения (рисунок 3.8, б и в) профиль обтекается плавно, увеличивается разрежение на верхней поверхности, зона повышенного давления распространяется от точки полного торможения на всю нижнюю поверхность профиля. Подъемная сила растет.

С ростом подъемной силы Y_a , которая определяется разностью давлений под профилем и над ним, растет и сила лобового сопротивления X_a , которая определяется силой трения в пограничном слое $X_{a\text{тр}}$ и силой давления $X_{a\text{д}}$ образующейся вследствие разности давлений перед профилем и за ним. Поток, обтекающий профиль, отклоняется вниз. Отклонение потока тем больше, чем больше угол атаки (или, что то же самое, больше подъемная сила). При обтекании крыла за счет перетекания потока через кромку и образования концевых вихря поток также отклоняется вниз. Явление отклонения потока вниз при обтекании называется скосом потока. Скос потока вызывает (индуцирует) дополнительную силу лобового сопротивления, которая называется силой индуктивного сопротивления X_{ai} . Установлено, что сила индуктивного сопротивления пропорциональна квадрату подъемной силы:

$X_{ai} \sim Y_a^2$.

Таким образом, $X_a = X_{a\text{тр}} + X_{a\text{д}} + X_{ai}$.

При увеличении угла атаки растет и турбулизируется пограничный слой, начинается срыв потока с верхней поверхности крыла. Подъемная сила начинает уменьшаться, а затем резко падает вследствие интенсивного срыва потока (рис. 3.8, д).

Угол атаки, при котором подъемная сила достигает максимального значения, называется *критическим углом атаки* $\alpha_{кр}$ (рис. 3.8, г). Обтекание крыла самолета практически никогда не бывает симметричным, срыв потока и уменьшение подъемной силы на одной из консолей крыла (франц. *console*-конструкция, жестко закрепленная одним концом при свободном другом) приводит к *сваливанию самолета в штопор* – пространственному вращательному движению самолета с потерей высоты. По мере приближения к критическому углу атаки из-за начинающегося срыва потока ускоряется рост лобового сопротивления.

С изменением угла атаки изменяется и положение точки приложения полной аэродинамической силы (положение центра давления).

При создании современных самолетов проводится большой объем аэродинамических («трубных») экспериментов, их время составляет 10 000...15 000 ч. Цель этих экспериментов – выявление «локальных» характеристик, т.е. оценка влияния на аэродинамику самолета отдельных его конструктивных параметров, которое трудно или невозможно оценить расчетами, а также экспериментальное подтверждение основных («глобальных») характеристик, полученных в результате проектных расчетов, методика которых базируется на основных законах аэродинамики.

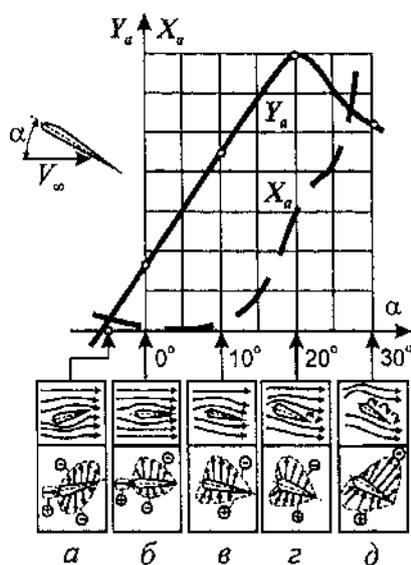


Рисунок 3.8 – Зависимость аэродинамических сил от угла атаки

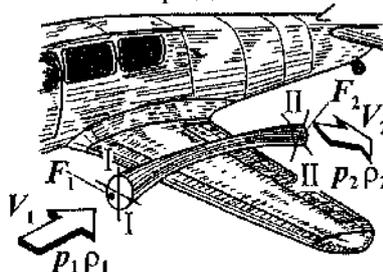


Рисунок 3.9 – Схема к выводу основных уравнений аэродинамики

3.5 Основные законы аэродинамики

При реальном полете самолета непрерывно изменяются скорость и другие параметры воздушного потока, обтекающего самолет. Соответственно изменяются и спектры обтекания, и эпюры (распределения) давления по поверхности самолета. Такое движение называется *неустановившимся*. Для создания теоретической модели явления введем упрощения, которые позволят нам выяснить основные закономерности, упростят выводы, не снижая, однако, их практического, инженерного значения.

Упрощение первое

Будем рассматривать только *установившееся* движение – такое движение воздушного потока, в каждой точке которого параметры (V – скорость, p – давление, ρ – плотность) не меняются с течением времени.

Упрощение второе

Примем так называемую *гипотезу сплошности*, или *неразрывности, среды*. Не будем учитывать молекулярные движения воздуха и межмолекулярные промежутки, т.е. будем рассматривать воздух как сплошную, неразрывную среду с определенной плотностью ρ , которая, однако, может изменяться за счет изменения «плотности упаковки» молекул воздуха, имеющих ничтожно малый объем.

Упрощение третье

Будем считать, что вязкость воздуха равна нулю, т.е. нет сил внутреннего трения. Это значит, что из спектра обтекания тела мы удалили пограничный слой, пренебрегли силой лобового сопротивления, обусловленного трением воздуха о поверхность самолета. В дальнейшем, при описании аэродинамических характеристик самолета, учесть эти силы нам позволит специальный раздел аэродинамики – теория пограничного слоя.

В соответствии с принятыми упрощениями рассмотрим движение *струи* неразрывной невязкой среды – *идеального сжимаемого газа* – внутри *трубки тока* (рисунок 5.14), образованной неизменными во времени траекториями частиц воздуха, проходящими по границе струи.

Уравнение неразрывности является математическим описанием закона сохранения материи для струйки идеального сжимаемого газа.

Рассмотрим течение струйки в соответствии со схемой, приведенной на рисунке 5.14. Через сечение струйки I–I внутри трубки тока за время dt войдет столбик газа объемом

$$F_1 V_1 dt,$$

где F_1 – бесконечно малая площадь столбика газа (площадь поперечного сечения струйки), м²; V_1 - скорость потока газа в сечении, м/с; $V_1 dt$ - длина столбика газа, м.

За одну секунду через сечение I–I струйки пройдет газ массой

$$m_{1 \text{ сек}} = \rho_1 F_1 V_1,$$

где $m_{1 \text{ сек}}$ – секундный массовый расход газа, кг/с; ρ_1 – плотность газа, кг/м³; F_1 , V_1 – секундный объемный расход газа, м³/с.

В соответствии с гипотезой неразрывности через сечение струйки II–II из трубки тока за одну секунду выйдет газ массой $m_{2 \text{ сек}} = \rho_2 F_2 V_2$ равной массе $m_{1 \text{ сек}}$ газа, вошедшего в трубку тока через сечение I–I. Таким образом, секундный массовый расход газа через любое сечение струйки есть величина постоянная:

$$\rho F V = \text{const}.$$

Это соотношение называется *уравнением неразрывности* или *уравнением постоянства расхода*. При движении самолета с малыми дозвуковыми скоростями V , соответствующими числам $M \leq 0,4 \dots 0,6$ (конкретное, местное, значение M зависит от формы обтекаемого тела), сжимаемость воздуха практически не проявляется, т.е. можно считать, что плотность воздуха постоянна ($\rho = \text{const}$). В этом случае для рассматриваемой струйки $\rho_1 = \rho_2$ и уравнение неразрывности примет вид

$$F V = \text{const}.$$

Отсюда следует, что для несжимаемого идеального газа скорость в струйке V тем больше, чем меньше площадь сечения струйки F , и наоборот.

Уравнение Бернулли является математическим описанием закона сохранения энергии E для струйки идеального сжимаемого газа, который записывается в виде

$$E_i = \text{const},$$

т.е. внутри трубки тока, когда нет обмена массой и энергией между струйкой и окружающей ее средой (соседними струйками), сумма всех видов энергии в любом сечении i струйки постоянна.

Учитывая только кинетическую энергию и энергию силы давления в струйке, для любого сечения струйки можно записать

$$E_i = E_k + E_p,$$

где E_i - полная энергия в i -м сечении струйки, Дж; E_k – кинетическая энергия движущегося через сечение газа; E_p – энергия силы давления газа.

Кинетическая энергия характеризует способность движущегося газа производить работу:

$$E_k = \frac{m_{сек} V^2 dt}{2}.$$

Энергия силы давления характеризует способность газа производить работу силой давления, проталкивающей газ через сечение струйки:

$$E_p = PL,$$

где $P = pF$ - сила давления, Н; p – давление газа в сечении струйки, Па; F - площадь поперечного сечения струйки, м²; L – перемещение данного объема газа со скоростью V за промежуток времени dt , $L = Vdt$, м

Отсюда

$$E_p = pFVdt = \frac{\rho VFpdt}{\rho} = \frac{m_{сек} p dt}{\rho}.$$

С учетом этих выражений запишем уравнение Бернулли в виде

$$\frac{m_{сек} V^2 dt}{2} + \frac{m_{сек} p dt}{\rho} = const.$$

В соответствии с уравнением неразрывности массовый расход $m_{сек} dt = const$. Для идеального несжимаемого газа $\rho = const$. Поэтому для идеального несжимаемого газа уравнение Бернулли запишем в виде

$$\frac{\rho V^2}{2} + p = const,$$

где $\frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор (динамическое давление), Па; p – статическое давление, Па.

Для идеального несжимаемого газа сумма скоростного напора и статического давления в струйке есть величина постоянная, т.е. с увеличением скорости V давление в струйке p падает, и наоборот.

Знание основных законов аэродинамики позволяет построить математическую модель картины обтекания тела свободным потоком (без учета пограничного слоя) и определить значения аэродинамических сил, зависящих от распределения давления по поверхности тела. Если рассмотреть движение частиц газа 1,2,3 в различных струйках потока, обтекающего тело (рисунок 3.10),

то в силу гипотезы неразрывности эти частицы в любой заданный момент времени должны проходить через различные сечения потока (сечения I–I, II–II, III–III) одновременно. Частица 3 движется в струйке, на которой не сказывается присутствие в потоке тела, поэтому в любом сечении ее скорость V_3 и давление в струйке p_3 будут равны скорости V_∞ и давлению в струйке p_∞ невозмущенного потока.

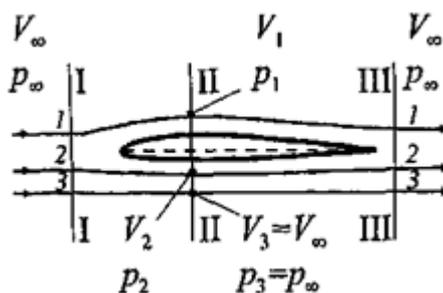


Рисунок 3.10 – Схема к построению математической модели картины обтекания

Частицы 1 и 2, движущиеся в искривленных струйках по криволинейным траекториям, должны преодолевать более длинный путь, чем частица 3, и, следовательно, двигаться с большими скоростями – *местными скоростями обтекания*, т.е. $V_1 > V_\infty$; $V_2 > V_\infty$. В соответствии с уравнением Бернулли увеличение местных скоростей обтекания приведет к снижению давления в струйке, т.е. $p_1 < p_\infty$ и $p_2 < p_\infty$.

Зная форму обтекаемого тела, можно рассчитать траектории движения частиц, определить изменение площади струек вдоль тела. По уравнению неразрывности вычисляются местные скорости обтекания, а по уравнению Бернулли – распределение давления по поверхности тела.

Расчетные методики, построенные на базе основных законов аэродинамики, позволяют достаточно точно описать картины обтекания тел, полученные в результате эксперимента. Очевидно, что для симметричного профиля, обтекаемого потоком воздуха под нулевым углом атаки, характер течения струй, их площади и местные скорости обтекания в i -х сечениях на верхней поверхности V_{1i} и на нижней поверхности V_{2i} будут одинаковы. В этом случае для параметров потока (V и p) в соответствии с уравнением Бернулли справедливы соотношения, представленные на рисунке 3.11. При несимметричном обтекании на малых углах атаки на основании уравнения Бернулли получим соотношения, представленные на рисунке 3.12.

Для каждого i -го сечения уравнения для местных скоростей обтекания профиля \bar{V}_i можно записать в виде

$$\bar{V}_i = \bar{V}_\infty + \Delta\bar{V}_i,$$

где \bar{V}_∞ - скорость набегающего потока; $\Delta\bar{V}_i$ - приращение скорости, зависящее от формы траектории движения частиц воздуха вдоль профиля и, следовательно, обусловленное его формой.

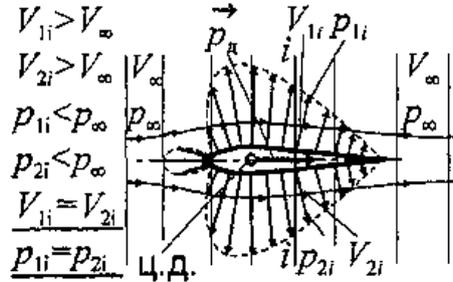


Рисунок 3.11 – соотношения, полученные из уравнения Бернулли при симметричном обтекании

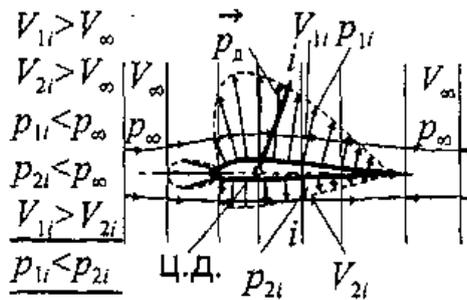


Рисунок 3.12 – соотношения, полученные из уравнения Бернулли при несимметричном обтекании

Распределение скоростей $\Delta\bar{V}_i$, при несимметричном обтекании профиля (рисунок 3.13) сходно с распределением скоростей при вихревом движении. Н.Е. Жуковский, разработавший в 1906 г. теорию подъемной силы крыла, предложил моделировать крыло вихрем, при взаимодействии которого с плоскопараллельным набегающим потоком скорости их суммируются. На верхней поверхности вихря скорость частиц увеличивается ($\bar{V}_i = \bar{V}_\infty + \Delta\bar{V}_i$), на нижней уменьшается ($\bar{V}_i = \bar{V}_\infty - \Delta\bar{V}_i$). Значение возникающей при этом подъемной силы зависит от интенсивности вихря, которая измеряется так называемой *циркуляцией скорости* Γ профиля крыла, определяемой уравнением

$$\Gamma = \sum \Delta V_i ds,$$

где ds - элементарная длина соответствующего участка контура.



Рисунок 3.13 – Распределение местных скоростей (вихревое движение) при несимметричном обтекании профиля

Н.Е. Жуковский вывел теоретическую формулу для определения подъемной силы для части длиной l крыла бесконечного размаха

$$Y_a = \rho V_\infty l \Gamma,$$

где Y_a – подъемная сила, Н; ρ – плотность воздуха, кг/м³; V_∞ – скорость потока, м/с; l – длина части крыла, м; Γ – циркуляция скорости профиля крыла, м²/с.

Н.Е. Жуковский и С.А. Чаплыгин первыми теоретически установили связь между формой профиля, углом атаки и возникающей вокруг профиля циркуляцией.

Таким образом, простейшие математические модели, описывающие обтекание тела идеальным газом, позволяют рассчитать составляющую полной аэродинамической силы – силу давления \bar{P}_d , возникающую в результате преобразования кинетической энергии потока (скоростного напора $\rho V^2 / 2$) в энергию давления (статическое давление p).

В инженерных аэродинамических расчетах принято выражать полную аэродинамическую силу формулой

$$R_a = C_{R_a} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где R_a – полная аэродинамическая сила, Н; C_{R_a} – безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы; $\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор, Па; S – характерная площадь обтекаемого тела, м².

Полная аэродинамическая сила прямо пропорциональна кинетической энергии потока, которая при обтекании тела трансформируется в энергию трения в пограничном слое и в потенциальную энергию давления. Этот фактор учитывается в формуле величиной $\rho V^2 / 2$. Влияние размеров обтекаемого тела учитывается характерной площадью S , причем в качестве характерной площади может быть принята либо площадь миделя фюзеляжа самолета, либо площадь крыла. *Безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы* C_{R_a} определяется опытным путем в процессе аэродинамических экспериментов или теоретическими расчетами. Он учитывает влияние на величину R_a

формы обтекаемого тела, состояния его поверхности и положения обтекаемого тела относительно набегающего потока воздуха.

Современные расчетные методы, в которых используется моделирование крыла 1 системой (до нескольких сотен) П-образных вихрей 2 (рисунок 3.14), позволяют в результате решения на ЭВМ системы уравнений, описывающих взаимодействие вихрей, рассчитать циркуляцию и достаточно точно определить значения аэродинамических сил и их распределение по несущей поверхности.

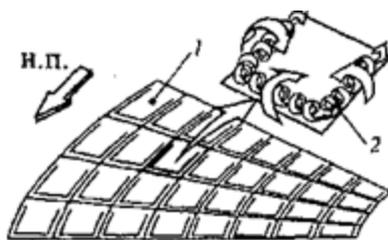


Рисунок 3.14 – Вихревая поверхность, моделирующая крыло

3.6 Элементы аэродинамики больших скоростей

Ранее рассматривалось обтекание тел потоком воздуха при скоростях (числах M), на которых сжимаемость воздуха практически не проявляется. С увеличением скоростей полета (чисел M) сжимаемость воздуха существенно изменяет картину обтекания. Это связано с особенностями распространения возмущений при сверхзвуковых течениях.

Если самолет, каждая точка которого является источником *слабых возмущений*, распространяющихся во все стороны со скоростью звука в виде колебаний давления и плотности воздуха, летит с дозвуковой скоростью (рисунок 3.15, а), сферические волны возмущений опережают самолет, т.е. все пространство вокруг летящего самолета является возмущенным.

При полете самолета со скоростью, равной скорости звука (рисунок 3.15, б), созданные самолетом сферические волны возмущений, имеющие также скорость звука, не могут оторваться от источника возмущений и уйти вперед. Они будут накладываться одна на другую и, имея с самолетом общую точку касания, создадут перед ним плоскую поверхность, на которой все звуковые волны находятся в одной фазе колебаний – фазе уплотнения. Эта поверхность разделяет пространство на две области – невозмущенную перед самолетом и возмущенную за ним.

При сверхзвуковой скорости полета самолета (рисунок 3.15, в) сферические волны возмущений будут отставать от источника, граница возмущений будет проходить по конической поверхности, называемой *конусом возмущений* или *волной Маха*, Угол между образующей этого конуса (линией Маха) и

направлением скорости полета называется углом Маха. Его значение определяется отношением пути s , пройденного волной возмущений со скоростью звука a за определенный промежуток времени t ($s = at$), к пути L , пройденному за это же время самолетом, летящим со скоростью V ($L = Vt$):

$$\sin \mu = \frac{s}{L} = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}; \quad \mu = \arcsin \frac{1}{M}.$$

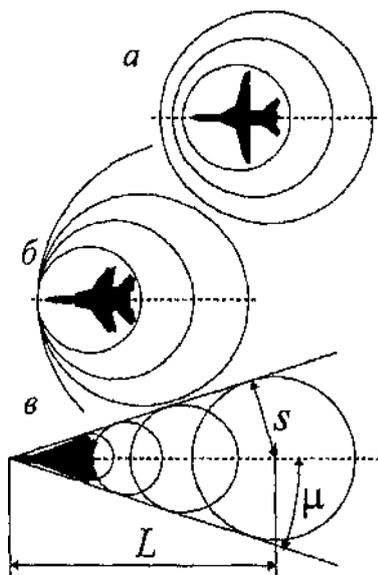


Рисунок 3.15 – Мгновенная картина сферических волн возмущений

На поверхности конуса Маха будет происходить наложение волн возмущений, находящихся в фазе уплотнения. Поверхность конуса Маха разделяет пространство вокруг летящего самолета на две области – возмущенную внутри конуса и невозмущенную вне его.

Отличительной особенностью сверхзвуковых потоков является то, что в сверхзвуковом потоке конусы возмущений (слабые возмущения от множества точечных источников возмущений) накладываются друг на друга и, суммируясь, создают более сильное возмущение среды – ударную волну. Ударная волна, перемещаясь во все стороны, как бы останавливается набегающим потоком, и скорость ее распространения становится равна скорости набегающего сверхзвукового потока. Такая «остановленная» набегающим сверхзвуковым потоком ударная волна называется скачком уплотнения.

Таким образом, в непосредственной близости от обтекаемого потоком тела скачок уплотнения, возникший на передних кромках обтекаемого тела (самолета), является границей возмущений, вызванных телом. По мере удаления от тела скачок уплотнения переходит в волну Маха.

В зависимости от значения сверхзвуковой скорости полета и формы головной части тела скачок уплотнения, возникший на передних кромках, может иметь различную форму (рисунок 3.16). В общем случае он имеет криволинейную форму. При обтекании заостренного тела образуется *присоединенный криволинейный скачок* (рисунок 3.16, а). При обтекании затупленного тела образуется *отсоединенный криволинейный скачок* (рисунок 3.16, б), который в своей передней части с достаточным приближением может рассматриваться как *прямой скачок* ($\theta = \pi/2$). По мере удаления от тела он переходит в *косой скачок* ($\theta < \pi/2$), а затем в волну Маха. Заметим, что угол наклона скачка уплотнения θ несколько больше угла наклона линии Маха μ . При сверхзвуковом обтекании заостренного тела с прямолинейными образующими может возникнуть *присоединенный прямолинейный скачок уплотнения* (рисунок 3.16, в).

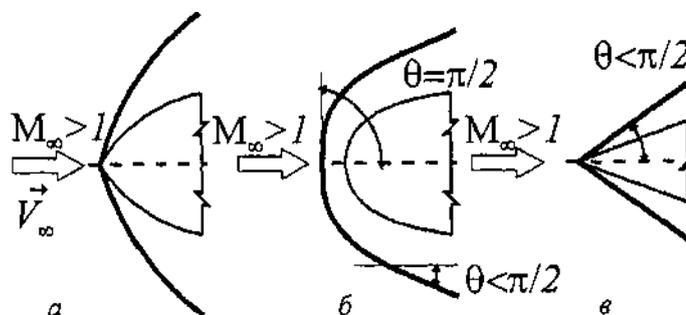


Рисунок 3.16 – Формы головных скачков уплотнения

Скачок уплотнения (рисунок 3.16) можно рассматривать как слой весьма малой толщины δ ($\delta = 10^{-5} \dots 10^{-6}$ см, т.е. порядка длины свободного пробега молекул), «натолкнувшись» на который, сверхзвуковой поток теряет часть своей кинетической энергии в результате преобразования ее в энергию давления и тепловую энергию. Одновременно с резким уменьшением скорости от V_1 до V_2 в скачке происходит резкое (скачкообразное) повышение давления ($p_2 > p_1$), плотности ($\rho_2 > \rho_1$) и температуры ($T_2 > T_1$).

Установлено, что переход от сверхзвуковой скорости V_1 дозвуковой V_2 всегда происходит только в прямом скачке уплотнения (рисунок 3.17, а). В косом скачке (рисунок 3.17, б) качественно параметры потока изменяются так же, как в прямом, но интенсивность их изменения меньше, и за косым скачком вектор скорости потока изменяет направление ($\psi \neq \beta$), а скорость V_2 может оставаться сверхзвуковой. Процессы, происходящие в скачках, необратимы, так как часть теплоты, выделяющаяся при нагревании воздуха в скачке, рассеивается в окружающем пространстве. Поскольку интенсивность косых скачков уплотнения меньше, чем прямых, потери энергии в косом скачке меньше.

Потери энергии в скачке уплотнения являются дополнительным источником сопротивления.

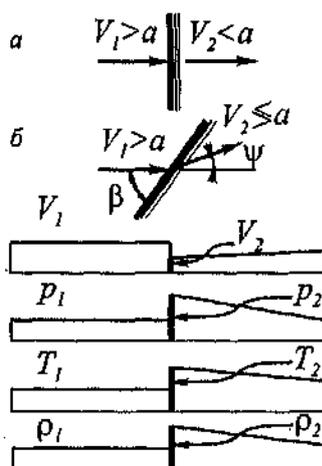


Рисунок 3.17 – Изменение параметров потока в скачке уплотнения

Явления, связанные с возникновением ударных волн и скачков уплотнения, называются *волновым кризисом*.

Свойство сжимаемости воздуха на больших скоростях полета приводит к тому, что изменение параметров сверхзвукового потока (скорости V и давления p) в струйке коренным образом отличается от изменения соответствующих параметров дозвукового потока (рисунок 3.18). Так, при движении потока сжимаемого газа со сверхзвуковой скоростью в суживающемся канале скорость потока убывает (V_1), а давление растет (p_1). Это никоим образом не противоречит выводам, сделанным ранее на основании уравнения неразрывности и уравнения Бернулли. Если не упрощать модель течения, как мы сделали это ранее, приняв плотность газа постоянной, мы из этих уравнений получим результаты, отраженные на рисунке 3.17.

Форма струйки	Скорость потока в струйке соответствует	
	$M < 1$	$M > 1$
	$V \downarrow; p \uparrow$	$V \uparrow; p \downarrow$
	$V \uparrow; p \downarrow$	$V \downarrow; p \uparrow$

Рисунок 3.18 – Изменение параметров потока в струйке в зависимости от ее формы и числа M

Явления волнового кризиса проявляются уже на больших дозвуковых скоростях полета. На поверхности обтекаемого тела местная скорость потока

V_M , увеличиваясь с ростом скорости полета $V_\infty (M_\infty)$, может достигнуть местной скорости звука в потоке a_M . На поверхности самолета, летящего с дозвуковой скоростью ($M_\infty < 1$), возникают зоны потока с местными скоростями $V_M (M_M)$, равными скорости звука и превышающими ее ($M_M \geq 1$).

Скорость полета самолета $V_\infty (M_\infty)$, при которой где-либо на поверхности самолета местная скорость обтекания становится равной местной скорости звука, называется *критической скоростью* $V_{крит} (M_{крит})$. Естественно, что $M_{крит} < 1$.

В струйке, обтекающей профиль крыла (рисунок 3.19), площади поперечных сечений по потоку сначала уменьшаются (от сечения I–I до сечения II–II), а затем увеличиваются. При критической скорости полета в *критическом* (наименьшем) сечении II–II достигается местная скорость V_M , равная местной скорости звука a_M , и далее вниз по потоку в расширяющейся струйке скорость потока продолжает нарастать. На поверхности профиля появляется местная сверхзвуковая зона (между сечениями II–II и III–III), которая в сечении III–III замыкается местным прямым скачком уплотнения. Скорость потока за скачком становится дозвуковой и далее по потоку уменьшается, сравниваясь за крылом (в сечении IV–IV) с дозвуковой скоростью набегающего потока V_∞ . Таким образом, в общем дозвуковом потоке, обтекающем самолет, появляются зоны сверхзвуковых течений и возникают явления волнового кризиса.

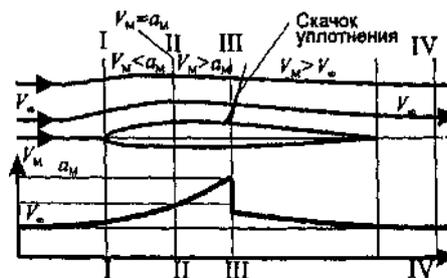


Рисунок 3.19 – Схема к объяснению возникновения волнового кризиса

При достижении критических скоростей полета изменяется спектр обтекания, на эпюре давлений (рисунок 3.20) появляется резкое скачкообразное повышение давления (скачок уплотнения), возникает *срыв потока из-под скачка (волновой срыв)*, ухудшаются несущие способности крыла, центр давления смещается назад по потоку, появляется дополнительное лобовое сопротивление, связанное с необратимыми потерями энергии в скачке. Это дополнительное лобовое сопротивление называют *волновым сопротивлением*.

С увеличением скорости полета скачки уплотнения появляются и на нижней поверхности крыла, далее они сдвигаются к задней кромке, при достижении сверхзвуковой скорости скачки «салятся» на передние кромки несущих и ненесущих поверхностей. На передних кромках в *точках полного торможения потока (критических точках)*, где вся кинетическая энергия превращается в потенциальную энергию давления потока (скоростной напор $\rho V^2 / 2$ трансформируется в статическое давление p), давление и температура будут наибольшими.

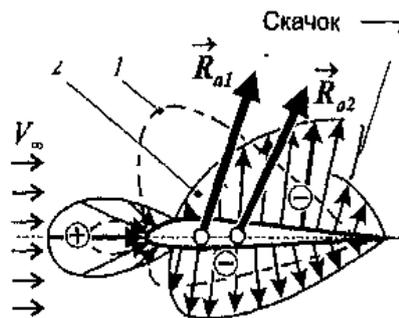


Рисунок 3.20 – Эпюры (распределения) давления:

1 – при докритических скоростях полета; 2 – при закритических скоростях полета

Температуру торможения T_T и давление p_T в критической точке можно рассчитать по формулам

$$T_T = T_H \left(1 + 0,2 \frac{V^2}{a_H^2} \right) = T_H \left(1 + \frac{M^2}{5} \right); \quad p_T = p_H + \frac{\rho_H V^2}{2} \left(1 + \frac{M^2}{4} \right),$$

где T_T – температура воздуха в точке торможения, К; T_H – температура воздуха на данной высоте, К; V – скорость полета, м/с; a_H – скорость звука на данной высоте, м/с; ρ_H – плотность воздуха на данной высоте, кг/м³; p_T – давление воздуха в точке торможения, Па; p_H – давление воздуха на данной высоте, Па.

Зависимость параметров потока в точке торможения от числа M полета самолета для высот $H \geq 11\,000$ м представлена на рисунке 3.21. Повышение температуры воздуха вследствие торможения, а также трения в пограничном слое приводит к сильному кинетическому нагреву конструкции самолета, что требует от конструктора проведения мероприятий по обеспечению нормальных условий для экипажа и пассажиров. Так, при полете в стратосфере со скоростями, превышающими скорость звука ($M > 1$), требуется охлаждение кабины, в то время как полет с дозвуковыми скоростями требует обогрева кабины. Кинетический нагрев усложняет работу силовой установки самолета и различных систем, влияет на прочность конструкции. Высокое давление на

носовых частях обтекаемых поверхностей обуславливает особые требования к прочности этих частей.

При гиперзвуковых скоростях полета головной скачок уплотнения почти прижат к обтекаемой поверхности. Его взаимодействие с пограничным слоем вызывает значительный рост температуры, изменение физических и химических свойств воздуха.

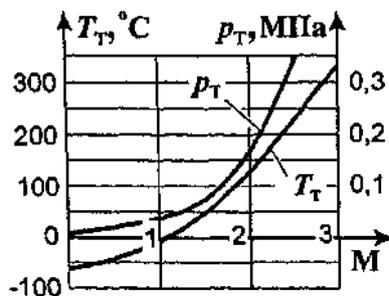


Рисунок 3.21 – Зависимость параметров потока в точке торможения от числа M

4 ЭЛЕМЕНТЫ ТЕОРИИ ПОДОБИЯ

4.1 Три теоремы теории подобия

Теорема I. Для подобных процессов одноименные критерий подобия одинаковы. Это означает, что индикаторы подобия будут равны единице.

Теорема позволяет определить критерии подобия на основе подобного преобразования уравнений, описывающих подобные процессы.

Теорема II. Если физическое явление описывается системой дифференциальных уравнений, то всегда их решение можно представить в виде обобщенного критериального уравнения, устанавливающего связь между критериями подобия, полученными на основании I теоремы или другим способом:

$$K_1 = f(K_2, K_3, \dots, K_n).$$

Вид функции f и значение отдельных констант, входящих в неё определяются на основе системы исходных дифференциальных уравнения и при необходимости с помощью эксперимента.

Теорема III. Для подобия физических процессов необходимо и достаточно подобие условий однозначности и равенство одноименных определяющих независимых критериев подобия. При этом равенство определяемых критериев подобия обеспечивается автоматически. Определяющими критериями подобия K_2, K_3, \dots, K_n называются безразмерные комплексы, составленные из параметров, входящих в условия однозначности. Определяемым критерием подобия K_1 называется безразмерный комплекс, включающий определяемый в задаче параметр. Критерии подобия разделяются на: а) критерии гидродинамического подобия, получаемые на основании анализа дифференциального уравнения Навье-Стокса; б) критерии теплового подобия, получаемые на основании анализа уравнения энергии.

Критериев подобия всегда меньше, чем размерных параметров, определяющих процесс. В этом также состоит преимущество критериального уравнения, по сравнению с уравнением, состоящим из физических параметров. Замена размерных переменных безразмерными суть теории подобия. При этом уменьшается количество неизвестных. Об этом говорит π – теорема подобия.

Физическое уравнение, содержащее $n \geq 2$ размерных величин, из которых $m \geq 1$ и имеют независимую размерность, после приведения к безразмерному виду будет содержать $n - m = \pi$ безразмерных величин.

В аэродинамике особо важное значение имеет теория подобия потоков, так как она устанавливает возможность перенесения экспериментальных данных, полученных на модели, на натуральный объект.

Для получения характеристик тел, обтекаемых воздушным потоком, используется эксперимент, а при помощи теории подобия результаты переносятся на натуральный объект.

Процесс изучения объекта, или физического явления, при помощи модели или другого явления называется *моделированием*.

Различают два вида моделирования физическое и математическое. Если физика явлений в исследуемом объекте и его модели одинакова и если процессы, протекающие в модели и объекте, описываются одинаковыми математическими и логическими зависимостями, то такое моделирование называется *физическим*.

Основное достоинство физического моделирования состоит в том, что оно позволяет непосредственно наблюдать характер протекания физического процесса на модели.

В мировой практике самолетостроения при оптимизации параметров и доводке вновь разрабатываемого самолета на современном уровне науки и техники согласно опубликованным данным изготавливается значительное число моделей, превышающее 40 – 50 шт., а суммарное время испытаний различных моделей одного и того же самолета доходит до 17 000 ч в аэродинамической трубе. Так, в процессе отработки аэродинамики самолета «Боинг-737» для выбора его оптимальной конфигурации было испытано около 50 моделей, отличающихся формами и взаимным расположением крыла, гондол и пилонов.

При создании сверхзвукового самолета «Конкорд» в Англии и Франции были проведены испытания моделей, изготовленных в разных масштабах 1:8, 1:30, 1:60. Испытания при сверхзвуковых скоростях проводились более чем в десяти аэродинамических трубах.

Влияние изменения обводов крыла и фюзеляжа на обледенение самолета «Конкорд» исследовано на 55 различных конфигурациях самолета.

Если объект и его модель имеют различную физическую природу, а описывающие их математические и логические зависимости идентичны, то такое моделирование называется *математическим*.

Два явления называются *физически подобными*, если для них можно установить соответственные точки пространства и соответственные моменты времени так, чтобы в этих точках пространства в эти моменты времени все физические параметры, характерные для данных явлений, были пропорциональны. Физическое моделирование в аэродинамических исследованиях базируется на понятии физического (в нашем случае механического) подобия, под которым понимается комплекс условий, обеспечивающих одновременно геометрическое, кинематическое, динамическое подобие.

Геометрическое подобие – подобие формы (расстояний или координат). Тела или системы называются геометрически подобными, если отношения их сходственных линейных размеров одинаковы.

Следует отметить, что к числу линейных размеров относятся и размеры, определяющие положение геометрически подобных тел в пространстве (например, пропорциональность и коллинеарность радиусов векторов сходственных точек относительно начала координат модели и натуры).

В геометрически подобных телах и системах соответствующие углы равны.

Кинематическое подобие – подобие движения. Движения двух систем кинематически подобны, если при соблюдении геометрического подобия во всех сходственных точках этих систем в сходственные моменты времени векторы скоростей имеют одинаковые направления, а отношения модулей скоростей постоянны. В частности, кинематически подобные потоки жидкости имеют линии тока одинаковой формы с подобными граничными условиями.

Динамическое подобие – подобие сил. Две системы динамически подобны, если при выполнении геометрического подобия выполняются следующие три условия:

- в сходственных точках этих систем в сходственные моменты времени (для стационарных процессов любые моменты времени являются сходственными) действуют одноименные силы (одной и той же природы);
- отношения между всеми одноименными силами во всех сходственных точках систем одинаковы;
- движения систем должны подчиняться одинаковым дифференциальным уравнениям, а также одинаковым начальным и подобным граничным условиям.

Таким образом, теория подобия дает возможность правильно обобщить экспериментальные или расчетные данные и по результатам исследования модели сделать заключения о характеристиках натурального объекта.

Подобие называется *полным*, если во всем пространстве, окружающем натуральный объект и соответствующую модель, подобие картин движения соблюдается полностью, т. е. если подобны многоугольники скоростей, ускорений, действующих сил, и все однородные физические величины, определяющие движение, находятся в определенном постоянном отношении в сходственных точках пространства в сходственные моменты времени. Если это условие не соблюдается, т. е. если не все физические величины, характеризующие движение модели и натурального объекта, находятся в определенном постоянном отношении, то подобие называется *неполным* или *частичным*. Полное динамическое подобие – редко достигаемый предел. Наиболее часто

экспериментальные исследования приходится проводить лишь в условиях частичного подобия.

Для обеспечения механического подобия двух явлений, определяющихся имеющими единственное решение системами дифференциальных, алгебраических или функциональных уравнений, необходима и достаточна тождественность основных уравнений и тождественность безразмерных граничных и начальных условий.

Механическое подобие предусматривает подобие сил взаимодействия потока с обтекаемыми им твердыми телами. Это позволяет путем аэродинамического эксперимента на модели судить об аэродинамическом качестве натурального объекта.

В данном курсе мы попытаемся изложить очень сжато элементы теории подобия, совершенно не рассматривая теории размерностей. Мы ставили задачу из теории подобия получить критерии подобия, дать их анализ и определить формулы экспериментальной аэродинамики для дальнейшего их использования. Однако необходимо иметь в виду, что не всегда имеются уравнения, описывающие исследуемый процесс. В этом случае полезным является метод анализа размерностей. Метод анализа размерностей позволяет определить критерии подобия и базируется на так называемой л-теореме, априорном утверждении о существовании некоторой функциональной связи между параметрами процесса и элементами системы. Но на этом мы не останавливаемся и отсылаем наших читателей к соответствующим источникам.

4.2 Масштабные множители (коэффициенты подобия) и задачи теории подобия

Рассмотрим два механически подобных потока, один из которых соответствует изучаемому явлению в природе, например обтеканию крыла, а другой – модели явления, т. е., обтеканию уменьшенной модели крыла.

Все параметры натурального потока будем обозначать индексами «н», модельного – «м».

При наличии механического подобия отношения всех механических параметров натурального и модельного движений для любых пар сходственных (соответственных) точек и любых пар сходственных (соответственных) моментов времени будут одинаковыми. Будем называть эти отношения масштабными множителями или коэффициентами подобия, и обозначать буквой k с соответствующим индексом. Например, если два потока геометрически подобны и их линейные размеры отличаются величиной масштаба, то

$$l_H / l_M = \lambda_l \text{ или } l_H = \lambda_l l_M.$$

Для сходственных сечений σ и объемов W в натурном и моделируемом явлениях при наличии геометрического подобия

$$\sigma_H / \sigma_M = \lambda_l^2, W_H / W_M = \lambda_l^3$$

или $\sigma_H = \lambda_l^2 \sigma_M, W_H = \lambda_l^3 W_M$.

Для сходственных скоростей, ускорений и интервалов времени в геометрически и кинематически подобных потоках аналогично можно ввести масштабы скорости λ_v , ускорения λ_a , времени λ_t :

$$\lambda_v = \bar{V}_H / \bar{V}_M; \lambda_a = \bar{a}_H / \bar{a}_M; \lambda_t = t_H / t_M,$$

причем каждый из этих масштабов может быть выражен через любой другой и геометрический масштаб. Так

$$\lambda_v = \frac{\bar{V}_H}{\bar{V}_M} = \frac{dS_H / dt_H}{dS_M / dt_M} = \frac{\lambda_l}{\lambda_t},$$

откуда $\lambda_v = \lambda_l / \lambda_t$. Далее

$$\lambda_a = \frac{\bar{a}_H}{\bar{a}_M} = \frac{dV_H / dt_H}{dV_M / dt_M} = \frac{\lambda_v}{\lambda_t} = \frac{\lambda_l}{\lambda_t^2} = \frac{\lambda_v^2}{\lambda_l}.$$

Для сходственных значений сил, плотностей, напряжений, масс и других динамических параметров в механически подобных потоках введем масштабы сил λ_p , плотности λ_ρ , напряжения (давления) λ_p , кинематического коэффициента вязкости λ_ν , единичной массовой силы λ_g и т. д.

$$\lambda_p = P_H / P_M; \lambda_\rho = \rho_H / \rho_M; \lambda_p = p_H / p_M; \lambda_\nu = \nu_H / \nu_M; \lambda_g = g_H / g_M.$$

Если $\nu \neq const$, то необходимо еще рассматривать температурное подобие, так как ν зависит от температуры.

Следует отметить, что движение жидкости в сходственных точках механически подобных потоков в соответствии с условиями подобия будет подчиняться одним и тем же уравнениям. Как и все движения, два подобных движения на модели и натуре подчиняются закону динамики Ньютона – сила равна массе, умноженной на ускорение:

$$P = ma,$$

где m – масса частицы, a – ускорение ее движения.

Выражая массу жидкости через плотность ρ и объем W , получим соответственно для натуре и модели

$$P_H = \rho_H W_H a_H, \quad P_M = \rho_M W_M a_M,$$

откуда

$$\lambda_p = \frac{P_H}{P_M} = \frac{\rho_H W_H a_H}{\rho_M W_M a_M}$$

или в масштабных множителях

$$\lambda_p = \lambda_\rho \lambda_l^3 \lambda_a.$$

Учитывая, что $\lambda_a = \lambda_v^2 / \lambda_l$, получим масштаб силы в виде

$$\lambda_p = \lambda_\rho \lambda_l^2 \lambda_v^2 \quad \text{или} \quad \frac{P_H}{P_M} = \frac{\rho_H l_H^2 V_H^2}{\rho_M l_M^2 V_M^2}.$$

Аналогично для масштаба давлений получим

$$\lambda_p = \frac{P_H}{\sigma_H} : \frac{P_M}{\sigma_M} = \lambda \lambda_v^2.$$

Три последних выражения называются характеристическими уравнениями механического подобия и устанавливают соотношения между масштабными множителями для геометрических, кинематических и динамических элементов потоков.

Если движение вызывается несколькими силами различной природы, то пропорциональность с одинаковым масштабом λ_p должна существовать между всеми силами (массовыми, давления, трения и т. д.), что усложняет выполнение условий подобия.

На практике обычно выделяют одну из сил в качестве главной для изучаемого явления и так ставят эксперимент, чтобы исключить влияние остальных сил или чтобы оно было пренебрежимо мало. В этом случае говорят о частичном механическом подобии. Для обеспечения надежности и достоверности заключений о явлениях в натуре на основании изучения модели следует стремиться выбирать такие масштабы, строить и испытывать такие модели, при которых второстепенные силы взаимно уравновешиваются или ими можно пренебречь.

В экспериментальной аэродинамике исследуют модели (например, модель самолета) в лабораторных условиях и пересчитывают результаты лабораторных аэродинамических измерений на натурные условия.

При этом нужно иметь в виду, что при проведении эксперимента в аэродинамической трубе нарушается подобие граничных условий, так как модель исследуется в ограниченном стенками трубы пространстве или в ограниченной струе, в то время как самолет движется в практически неограниченной или

частично ограниченной среде. В связи с этим приходится вводить соответствующие поправки на влияние границ потока, разработанные на основе существующих теорий.

Аэродинамические коэффициенты – это безразмерные комплексы, содержащие искомые величины и поэтому являющимися определяемыми критериями подобия.

1. Коэффициент лобового сопротивления $C_x = R_x / \left(\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2} S \right)$, где R_x – сила лобового сопротивления тела; $\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2}$ – скоростной напор невозмущённого потока, Па; S – характерная площадь тела, для крыла – площадь его в плане.

2. Коэффициент подъёмной силы:

$$C_y = R_y / \left(\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2} S \right),$$

где R_y – подъёмная сила.

3. Коэффициент полной аэродинамической силы

$$C_R = R / \left(\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2} S \right),$$

где $R = \sqrt{R_y^2 + R_x^2}$ – полная аэродинамическая сила.

4. Коэффициент давления:

$$\bar{p} = (p_1 - p_2) / \left(\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2} \right).$$

5. Коэффициент сопротивления трения

$$C_f = r / \left(\frac{\rho_\infty W_\infty^2}{2} \right).$$

Для всех аэродинамических коэффициентов характерно, что силы в них отнесены к скоростному напору.

4.3 Аэродинамическое моделирование

4.3.1 Основные законы подобия, критерии подобия

Научной базой метода моделирования физических явлений является теория подобия, которая опирается на учение о размерности физических величин. Основной задачей теории моделирования является обеспечение подобия явлений. Сущность моделирования заключается в том, что на модели меньшего (а иногда большего) масштаба создается аэродинамическое явление, подобное тому, которое должно возникнуть в натуре. Например, в аэродинамическом

эксперименте теория подобия помогает на модели изучить процесс взаимодействия твердого тела с жидкостью.

При этом главное достоинство метода моделирования заключается в обобщении результатов единичного эксперимента на целый класс явлений. Здесь же результаты исследований движения воздуха можно обобщить на случай движения воды, масла и других сред и наоборот.

Метод моделирования, если модель меньше натуры, обеспечивает наиболее рациональную организацию исследований при значительном сокращении объема экспериментальных работ, средств и времени. Основной задачей моделирования, от решения которой зависит успех исследования, является определение наиболее важных из действующих в рассматриваемом явлении сил и выбор соответствующих критериев частичного подобия сил.

В предыдущем параграфе были получены характеристические уравнения, связывающие между собой масштабы различных физических величин для механически подобных явлений и, в частности, выражения для масштаба сил и масштаба давлений.

Обозначая через Δp_H разность давлений в каких-либо двух точках исследуемого потока в натуре (одна из них может быть в невозмущенном потоке, довольно далеко от тела) и через Δp_M – разность давлений в двух сходственных точках потока, воспроизведенного при моделировании:

$$Eu = \frac{\Delta p_H}{\rho_H V_H^2} = \frac{\Delta p_M}{\rho_M V_M^2} = idem.$$

Безразмерный параметр Eu , одинаковый для сходственных пар точек механически подобных потоков, носит название параметра или числа Эйлера.

Исследуя уравнения движения жидкости, можно доказать, что, если в несжимаемой жидкости действуют только силы давления, то при наличии геометрического подобия и кинематического подобия начальных и граничных условий равенство чисел Эйлера выполняется автоматически (свойство автомодельности движения невесомой и невязкой несжимаемой жидкости).

Аналогично, обозначая через P_H величину главного вектора сил давления на какую-либо площадку (в том числе и на всю поверхность тела) в натуре и через P_M соответствующую величину для модели, можно написать:

$$Ne = \frac{P_H}{\rho_H l_H^2 V_H^2} = \frac{P_M}{\rho_M l_M^2 V_M^2} = idem.$$

Этот безразмерный параметр, носящий название числа Ньютона, также одинаков для всех механически подобных течений жидкости; если в жидкости

действуют только силы давления, то число Ne , так же как и Eu , зависит от формы тела, его положения, начальных и граничных условий.

Если в жидкости наряду с силами давления действуют силы трения, то, очевидно, что в механически подобных системах силы трения пропорциональны силам давления или, что одно и то же, касательные напряжения пропорциональны давлению. На основании закона Ньютона имеем

$$\lambda_\tau = \frac{\tau_H}{\tau_M} = \frac{\mu_H}{\mu_M} \frac{\frac{dV_H}{dn_H}}{\frac{dV_M}{dn_M}} = \lambda_\mu \frac{\lambda_V}{\lambda_l} = \frac{\mu_H V_H}{\mu_M V_M} \frac{l_H}{l_M}.$$

Приравняв этот масштаб к масштабу давления, получим

$$\rho_H V_H^2 \cdot \rho_M V_M^2 = \frac{\mu_H V_H}{\mu_M V_M} \frac{l_H}{l_M},$$

откуда находим критерий частичного подобия, обеспечивающий при геометрическом и кинематическом подобиях пропорциональность сил вязкости и сил давления:

$$Re = \frac{\rho_H V_H l_H}{\mu_H} = \frac{\rho_M V_M l_M}{\mu_M} = idem$$

или $Re = \frac{V_H l_H}{\nu_H} = \frac{V_M l_M}{\nu_M} = idem.$

Параметр Re , одинаковый для двух механически подобных течений, носит название критерия или числа Рейнольдса.

Величины V и l , входящие в выражение для числа Рейнольдса, представляют собой произвольно выбранные, характерные для исследуемого течения скорости и длину. Необходимо, чтобы при подсчете числа Re для подобного течения были взяты сходственные скорости и длины.

Таким образом, если влиянием других сил, кроме сил давления и сил внутреннего трения, можно пренебречь, то для обеспечения механического подобия двух течений необходимо и достаточно обеспечить геометрическое подобие, подобие начальных и граничных условий и равенства чисел Рейнольдса. Иными словами, при соблюдении указанных условий и равенстве чисел Re два течения вязкой жидкости будут механически подобны и, следовательно, у них будут одинаковыми числа Eu и Ne . Если равенство чисел Re не обеспечивается, то у геометрически и кинематически подобных течений числа Eu и Ne не будут одинаковы.

Таким образом, при исследовании течения несжимаемой вязкой жидкости числа Eu и Ne нужно считать функциями числа Re . Тогда выражения для числа Эйлера и числа Ньютона можно записать в виде

$$Eu = \frac{\Delta p}{\rho V^2} = f_1(Re); Ne = \frac{P}{\rho l^2 V^2} = f_2(Re),$$

откуда получаем основные формулы экспериментальной аэродинамики:

$$\Delta p = f_1(Re) \rho V^2; P = f_2(Re) \rho l^2 V^2.$$

При больших числах Re функции f_1 и f_2 стремятся к постоянным значениям (при больших числах Re имеет место автомодельность течений).

Следует отметить, что при необходимости учета влияния сил тяжести появляется еще один критерий частичного подобия, обеспечивающий пропорциональность сил давления и сил тяжести, а именно, число Фруда:

$$Fr = \frac{V^2}{l \cdot g} = idem,$$

где g – ускорение свободного падения в некоторой характерной точке потока.

Для двух подобных течений несжимаемой жидкости масштаб плотности λ_ρ представляет собой заданную постоянную величину (равную 1, если в обоих течениях участвует одна и та же жидкость).

Для сжимаемой жидкости плотность является функцией координат частиц и времени. Поэтому при рассмотрении подобия сжимаемой жидкости появляется новый критерий подобия, обеспечивающий выполнение условия

$$\lambda_\rho = \frac{\rho_H}{\rho_M} = \frac{\Delta \rho_H}{\Delta \rho_M} = idem,$$

где ρ_H и ρ_M – плотность в сходственных точках в сходственные моменты времени; $\Delta \rho_H$, $\Delta \rho_M$ – разности плотностей в двух сходственных парах точек в сходственные моменты времени или приращение плотности в сходственных точках в сходственные интервалы времени.

Выражение для масштаба плотности можно переписать в виде

$$\lambda_\rho = \frac{\frac{\Delta \rho_H}{a_H^2}}{\frac{\Delta \rho_M}{a_M^2}} = \lambda_p \frac{\lambda_v^2}{\lambda_a^2} = idem,$$

откуда получим дополнительное необходимое условие подобия течений сжимаемой жидкости

$$M = \frac{V_H}{a_H} = \frac{V_M}{a_M} = idem.$$

Параметр M , представляющий собой отношение характерной скорости течения к характерной скорости звука, как было показано ранее, называется числом M .

Таким образом, для течений невесомой и невязкой сжимаемой жидкости можно записать $Eu = \varphi_1(M)$, $Ne = \varphi_2(M)$ или

$$\Delta p = \varphi_1(M) \rho V^2, \quad P = \varphi_2(M) \rho l^2 V^2,$$

где ρ – некоторая характерная плотность.

Для неустановившегося движения соотношением $\lambda_i = \lambda_i / \lambda_v$ устанавливается зависимость между кинематическими масштабами, откуда можно получить дополнительный критерий подобия – число Струхалия (Strouhal):

$$Sh = \frac{V_H t_H}{l_H} = \frac{V_M t_M}{l_M} = idem,$$

где t_H и t_M – характерные сходственные интервалы или моменты времени.

Так, например, при исследовании воздушных винтов за характерную скорость V принимают скорость движения самолета, за t – время одного оборота винта $Sh = V / n_c D$, где n_c – число оборотов винта в секунду.

Для установившихся движений равенство чисел Струхалия выполняются автоматически, так как t_H и t_M выбираются произвольно (параметры движения зависят от t).

Подводя итоги сказанного выше, находим, что в общем случае числа Эйлера и Ньютона могут зависеть от чисел Re , M , Sh , а возможно и от других критериев, учитывающих влияние других факторов (например, степени турбулентности течения, степени шероховатости поверхности тела и т. д.).

Каждый из указанных критериев является показателем частичного подобия. Как было указано выше, при исследовании различных течений обычно приходится выделять один или два основных критерия и изучать их влияние на течение жидкости, пренебрегая влиянием остальных второстепенных критериев или стремясь исключить их влияние.

4.3.2 Анализ критериев подобия

В задачах аэродинамики влиянием силы тяжести обычно можно пренебречь, поэтому в этом случае основными критериями подобия являются числа Re и M , а в случае неустановившегося движения и число Sh .

При исследовании движения несжимаемой жидкости газа на малых скоростях основными критериями подобия являются Re , Fr , Sh , а для установившихся движений (если при этом можно пренебречь влиянием силы тяжести) только число Re . Следует отметить, что даже соблюдение только равенства чисел Re в аэродинамическом эксперименте весьма затруднительно. Натурные числа Рейнольдса в настоящее время весьма велики. Для примера рассчитаем характерное число Рейнольдса для самолета Ту-134, который имеет крейсерскую скорость полета 850 км/ч (приблизительно 235 м/с) на высоте полета 11000 м. Кинематический коэффициент вязкости на данной высоте равен $0,375 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$. В качестве характерной длины при подсчете числа Рейнольдса для самолета принимается некоторая средняя по размаху хорда, так называемая средняя аэродинамическая хорда, например, у самолета Ту-134, равная 4,319 м. Таким образом, получаем

$$Re_H = \frac{235 \text{ м/с} \cdot 4,319 \text{ м}}{0,375 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}} = 2,7 \cdot 10^7.$$

Испытывая модель самолета при скорости 60 м/с в аэродинамической трубе на уровне моря $\nu = 0,144 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$ при масштабе модели 1/20, будем иметь число Рейнольдса

$$Re_M = \frac{60 \text{ м/с} \cdot 4,319 \text{ м}}{20 \cdot 0,144 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}} = 9 \cdot 10^5,$$

т. е. в 30 раз меньше, чем в натуре.

В результате возникает техническая задача приближения условий эксперимента к натурным условиям полета при моделировании по числу Рейнольдса. Из выражения для числа Рейнольдса следует, что это можно осуществить следующими способами:

- 1) увеличением скорости потока в аэродинамической трубе;
- 2) увеличением линейных размеров модели;
- 3) уменьшением кинематического коэффициента вязкости среды, в которой проводится эксперимент.

Использование первого способа ограничено по двум причинам:

- при увеличении скорости свыше 100 м/с начинает сказываться влияние сжимаемости среды, что приводит к нарушению подобия по числу M ;
- увеличение скорости воздушного потока в аэродинамической трубе приводит к быстрому увеличению затрат мощности, так как мощность привода аэродинамической трубы пропорциональна кубу скорости потока.

Наиболее широко в настоящее время используется второй способ – увеличение линейных размеров модели, что, естественно, приводит к увеличению размеров рабочего участка аэродинамических труб.

Чаще используется третий способ – уменьшение кинематического коэффициента вязкости. Известно, что $\nu = \mu / \rho$, при этом динамический коэффициент вязкости практически не зависит от давления, тогда как плотность ρ может изменяться в весьма широких пределах при изменении давления. В результате, несмотря на ряд технических трудностей, широкое применение начинают получать трубы с повышенным давлением в контуре или трубы переменной плотности. При увеличении давления в аэродинамической трубе до 25 кгс/см^2 при сохранении неизменной температуры плотность увеличивается почти в 50 раз, что позволяет довести число Рейнольдса для указанной модели до величины

$$\text{Re}_M^{(p)} = \frac{60 \text{ м/с} \cdot 4,319 \text{ м}}{20 \cdot 6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}} = 2,1 \cdot 10^6$$

Еще сложнее удовлетворить условиям подобия при необходимости учета двух критериев. Рассмотрим, например, наиболее важный для задач аэродинамики случай подобия по критериям Re и M . Если эксперимент проводится в воздухе при температуре природы, то коэффициент теплопередачи $a_M = a_H$, $\mu_M = \mu_H$ и, следовательно, масштаб скорости равен единице ($V_M = V_H$). Отсюда следует $l_M \rho_M = l_H \rho_H$, что указывает на необходимость проведения эксперимента с малыми моделями при повышенной плотности воздуха

$$\lambda_\rho = \frac{\rho_M}{\rho_H} = \frac{l_H}{l_M} = \frac{1}{\lambda_l}$$

т. е. при одной и той же температуре подобия по числам Re и M может быть достигнуто только при условии, что скорость потока равна натурной, а плотность (и, следовательно, давление) в рабочем участке аэродинамической трубы во столько раз больше атмосферной, во сколько раз размеры модели меньше натуральных размеров моделируемого объекта.

Рассмотрим также, при каких условиях можно одновременно выполнить два критерия подобия: $\text{Re} = \text{idem}$, $Sh = \text{idem}$. Оба этих критерия имеют важное прикладное значение. В рассматриваемом случае

$$\frac{V_H l_H}{\nu_H} = \frac{V_M l_M}{\nu_M} \text{ и } \frac{V_H t_H}{l_H} = \frac{V_M t_M}{l_M},$$

откуда получаем, что, с одной стороны, $\frac{V_H}{V_M} = \frac{l_M}{l_H} \cdot \frac{\nu_H}{\nu_M}$, с другой стороны,

$$\frac{V_H}{V_M} = \frac{l_H}{l_M} \cdot \frac{t_M}{t_H}.$$

Приравнявая правые части полученных равенств, получим

$$\frac{l_M}{l_H} \cdot \frac{v_H}{v_M} = \frac{l_H}{l_M} \cdot \frac{t_M}{t_H} \quad \text{или} \quad \frac{v_H}{v_M} = \frac{l_H^2}{l_M^2} \cdot \frac{t_M}{t_H}.$$

При моделировании течений практически не удается изменить масштаб времени и поэтому $t_M/t_H = 1$. В итоге получаем связь между линейными размерами модели и натурального объекта с вязкостью воздушного потока в натуре и в аэродинамической трубе; $\frac{v_H}{v_M} = \left(\frac{l_H}{l_M}\right)^2$. Таким образом, при необходимости одновременного моделирования по критериям Рейнольдса и Струхала уменьшение линейных размеров модели в n раз требует уменьшения коэффициента кинематической вязкости в аэродинамической трубе в n^2 раз.

Выполнение этого условия можно осуществить в аэродинамических трубах переменной плотности, в контуре которых может в широких пределах изменяться давление воздуха. В трубах переменной плотности иногда применяют газ с малой вязкостью, например водород или гелий, что позволяет добиться одновременного моделирования по Re и M при меньшем давлении в рабочем участке.

Если моделируется установившееся течение, то равенство критериев Струхала для модели и натуре удовлетворяется автоматически, т. е. наблюдается автомодельность по числу Струхала. Если же процесс периодический, то моделирование по числам Re и M осуществляется подбором соответствующего масштаба времени.

При равенстве температур воздуха в натуральных и экспериментальных условиях $\mu_M = \mu_H$. Переходя к масштабным множителям, получим соотношение в виде: $\lambda_t = \lambda_l^2 \lambda_\rho$.

Для определения масштаба времени, используя критерии подобия, вычислим отношение скоростей для натуре и модели:

$$\frac{V_H}{V_M} = \frac{l_M \rho_M \mu_H}{l_H \rho_H \mu_M}; \quad \frac{V_H}{V_M} = \frac{t_M l_H}{t_H l_M}.$$

Полагая, что числа Рейнольдса и Струхала для модели и натуре равны и приравнивая правые части этих равенств, получим

$$\frac{t_H}{t_M} = \frac{l_H^2 \rho_H \mu_M}{l_M^2 \rho_M \mu_H}$$

Если температура $T_H = T_M$, то масштабы давления и плотности будут равны, т. е. $\lambda_\rho = \lambda_p$. Тогда

$$\lambda_t = \lambda_l$$

Для основных масштабов моделирования при условии, что состав и температура воздуха в натуральных и экспериментальных условиях одинаковы, имеем: масштаб линейный λ_l – задается; масштаб времени $\lambda_t = \lambda_l$; масштаб скорости $\lambda_v = \lambda_l / \lambda_t = 1$; масштаб плотности $\lambda_\rho = 1 / \lambda_l$; масштаб давления $\lambda_p = \lambda_\rho = 1 / \lambda_l$ (согласно уравнению состояния): масштаб вязкости $\lambda_\mu = 1$.

Если масштабы подобия выбраны в соответствии с этими данными, то критерии Рейнольдса, Маха и Струхалия удовлетворяются одновременно.

5 ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Используя уравнение состояния, определяем давление воздушного потока

$$p_{\text{возд}} = p_{\text{ст}} \frac{\rho_{\text{возд}}}{\rho_{\text{ст}}} = 0,1 \frac{10}{1,33} \approx 0,75 \text{ Н/м}^2.$$

Масштаб силы

$$\lambda_x = \frac{X_H}{X_M} = \lambda_\mu \frac{\lambda_v}{\lambda_t} = \lambda_\rho \lambda_l^2 \lambda_v^2$$

$$\lambda_x = 100 \cdot 10^2 \frac{1}{16^2} \approx 39,06$$

5.1 Понятие о пограничном слое

Определяем искомую силу сопротивления воды

$$X_H = \lambda_x X_M = 39,06 \cdot 3,85 \approx 150 \text{ Н.}$$

Теория движения идеальной жидкости хорошо разработана и обычно дает вполне удовлетворительные результаты при исследовании действительных течений (особенно при больших числах Рейнольдса), за исключением областей, расположенных в непосредственной близости от поверхности обтекаемого тела и областей отрыва потока в случае неудобообтекаемых тел. В этих областях на характер течения существенное влияние оказывают силы внутреннего трения жидкости, обусловленные наличием вязкости. Расстояние, на котором происходит изменение скорости от нуля (на поверхности тела) до величины, имеющей место в идеальной жидкости, характеризует область влияния вязкости. При внешнем обтекании по мере удаления от передней критической точки тела к задней кромке толщина этой области растет.

В рассматриваемом случае весь поток условно можно разбить на две области: пристенную область, весьма малой толщины, называемую пограничным слоем, где влияние сил вязкости столь же существенно, как и влияние всех других сил (например, сил давления, сил трения), и область внешнего потока, где влияние сил вязкости пренебрежимо мало. Таким образом, пограничный слой можно определить как прилегающий к поверхности твердого тела слой жидкости, в котором сосредоточено основное воздействие сил вязкости на тело.

От структуры течения в пограничном слое в значительной мере зависит сопротивление обтекаемого тела, его подъемная сила, аэродинамический нагрев (при сверхзвуковых скоростях) и т. д.

Торможение частиц, газа в пограничном слое происходит под воздействием сил, передающих это торможение на некоторое расстояние от тела вглубь потока. Касательные напряжения (силы трения), обусловленные силами вязкости, уменьшают скорости частиц газа в пограничном слое и вызывают их вращение, образуя вихри. Изучение структуры и характера течения жидкости или газа в пограничном слое позволяет объяснить такие важные аэродинамические явления, как возникновение срыва потока на обтекаемых телах, образование вихревого следа за телом, а также определить силы трения газа на поверхности тела. Теоретически анализ движения газа в пограничном слое сводится к решению системы сложных дифференциальных уравнений. Решение должно удовлетворять граничным условиям: на бесконечности скорость потока должна совпадать по величине и направлению со скоростью внешнего потока $V_0(x)$, на поверхности обтекаемого тела скорость должна быть равна нулю.

Проблемой сопротивления трения в жидкостях и газах занимались многие ученые еще до появления теории пограничного слоя. Среди них Галилей, Кулон, Ньютон, Стокс, Рэнкин, Менделеев и др. Понятие о пограничном слое впервые было введено Жуковским.

Теоретические разработки теории пограничного слоя были начаты Прандтлем в 1904 г. и развиты Блазиусом, Карманом, Польшаузенем, Миллкенем, Г. Шлихтингом и др. Развитию теории пограничного слоя посвящено большое количество работ советских ученых Л. С. Лейбензона, Н. Е. Кочиина, А. А. Дородницына, В. В. Голубева, Л. Г. Лойцянского, А. П. Мельникова, К. К. Федявского и др. Советские аэродинамики провели ряд важных теоретических и экспериментальных исследований пограничного слоя, разработали рациональные формы крыльев и фюзеляжей, имеющих малое сопротивление трения и обтекаемых без срыва потока до больших углов атаки.

Рассмотрим вначале течение вязкой жидкости около плоской пластины (рисунок. 5.1). Опыты показывают, что частицы жидкости, соприкасающиеся с поверхностью пластины, полностью затормаживаются. По мере удаления от пластины скорость течения увеличивается, асимптотически приближаясь к теоретической скорости, соответствующей обтеканию невязкой жидкостью, а в рассматриваемом случае – к скорости внешнего потока $V_0 = V_\infty$. Это обстоятельство делает неопределенным положение верхней границы пограничного слоя, а следовательно, затрудняет определение его толщины. Однако, учитывая, что существенное нарастание скорости в пограничном слое происходит у самой стенки и уже на очень малом расстоянии от нее скорость незначительно отличается от скорости невозмущенного потока, за толщину пограничного слоя δ можно принять расстояние от поверхности обтекаемого тела, на котором скорость потока V_x достигает 99,5% скорости внешнего потока. Весьма

часто принимаются и другие определения условной толщины пограничного слоя, хотя следует иметь в виду, что зона влияния вязкости распространяется от поверхности тела асимптотически и, если принять вместо 99,5% хотя бы 99%, то абсолютная величина толщины пограничного слоя значительно уменьшится.

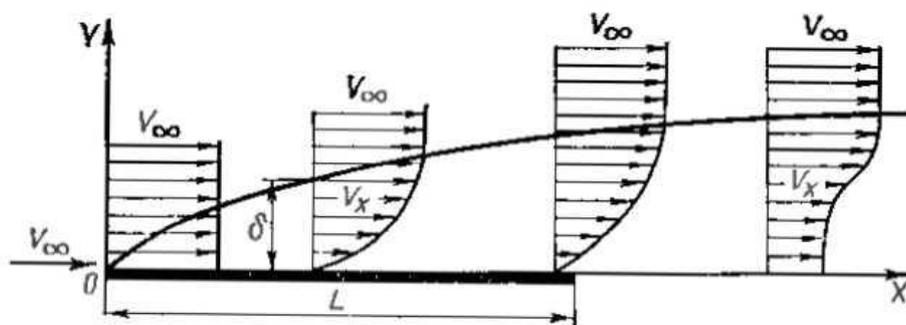


Рисунок 5.1 – Схематическое изображение пограничного слоя на плоской пластине

В соответствии с принятым определением толщины δ внешняя граница пограничного слоя не является линией тока и служит лишь условным пределом зоны влияния вязкости.

Если обтекаемая пластина достаточно длинна, то структура течения в пограничном слое на разных расстояниях от передней кромки пластины различна. Вблизи передней кромки течение в пределах пограничного слоя слоистое. Такой пограничный слой называется ламинарным. По мере удаления от передней кромки толщина ламинарного пограничного слоя увеличивается, а устойчивость ламинарного течения уменьшается и на некотором удалении течение в пограничном слое переходит в турбулентное (рисунок 5.2). При переходе ламинарного течения в турбулентное сначала происходит потеря устойчивости линий тока, они становятся волнистыми (переходная зона), а затем развивается устойчивое турбулентное течение, в турбулентном пограничном слое, однако, вблизи поверхности имеется весьма тонкий подслой, движение в котором сохраняется ламинарным. Как видно из рисунка 5.3, в турбулентном слое по сравнению с ламинарным наблюдается более резкое уменьшение скорости течения у стенки.

Пограничный слой на обтекаемом теле имеет примерно ту же структуру, что и на пластине. За обтекаемым телом пограничные слои, образовавшиеся на нижней и верхней поверхности тела, смыкаются и переходят в вихревой след (рисунок 5.4), который по мере удаления от тела «расплывается», скорости в нем выравниваются и вдали от тела приближаются к скорости невозмущенного потока.

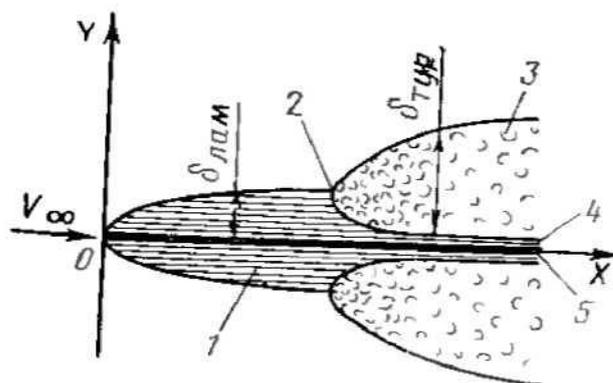


Рисунок 5.2 – Структура пограничного слоя при переходе ламинарного течения в турбулентное: 1 – ламинарный слой; 2 – точка перехода; 3 – турбулентный слой; 4 – вязкий подслой; 5 – пластина

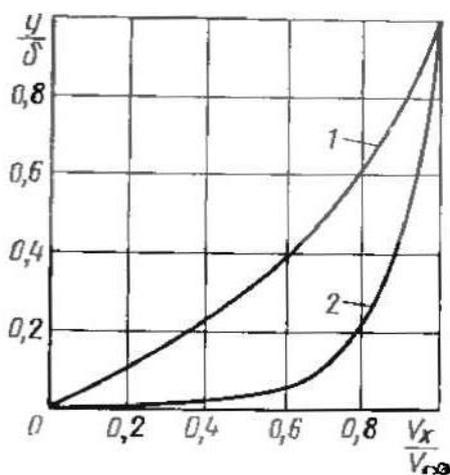


Рисунок 5.3 – Сравнение эпюр скорости в ламинарном и турбулентном пограничных слоях:
1 – ламинарный слой; 2 – турбулентный слой;

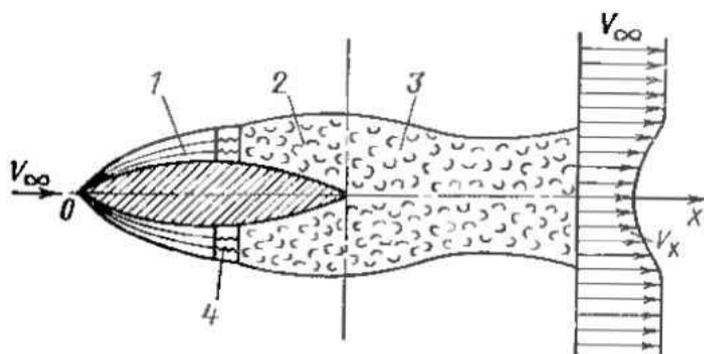


Рисунок 5.4 – Схема потока при обтекании тела вязкой жидкостью:
1 – ламинарный слой; 2 – турбулентный слой; 3 – вихревой след;
4 – переходная зона

Решение задач пограничного слоя сводится в общей постановке к интегрированию сложных дифференциальных уравнений (например, уравнений Навье—Стокса). Эти уравнения представляют собой нелинейные дифференциальные уравнения в частных производных и их интегрирование при заданных граничных условиях сопряжено с большими математическими трудностями не только в случае вязкого сжимаемого газа, но и в случае несжимаемой жидкости. Поэтому при решении задач пограничного слоя приходится прибегать к упрощению уравнений Навье-Стокса. Существует ряд способов упрощения уравнений Навье-Стокса. Большой практический интерес для многих задач аэродинамики представляет, например, метод Прандтля, в основу которого положено представление о пограничном слое, при этом жидкость считается маловязкой, а скорость ее движения большой. Метод Прандтля пригоден для течений с большими числами Рейнольдса.

5.2 Отрыв течения в пограничном слое

При обтекании криволинейной поверхности, например поверхности крыла, могут возникнуть качественно новые явления, обусловленные отрывом потока жидкости или газа. Отрыв потока происходит под действием положительного градиента давления на пограничный слой, испытывающий сильное влияние вязкости.

Внутри пограничного слоя влияние вязкости проявляется в том, что скорость течения, параллельная поверхности стенки, под действием сил трения значительно изменяется по мере приближения к стенке. Скорость потока у самой стенки равна нулю и с увеличением расстояния y постепенно возрастает, достигая на границе пограничного слоя скорости внешнего потока. По сравнению с основным потоком замедленное течение в пограничном слое под действием положительного градиента давления подвержено дополнительному большому отрицательному ускорению; вследствие этого количество движения жидкости вблизи стенки мало и ее способность к движению в направлении возрастания давления оказывается ограниченной. В итоге замедляющийся пограничный слой вблизи стенки под влиянием положительного градиента давления приобретает даже возвратное движение, что приводит к срыву потока с поверхности тела.

Точка, в которой производная $\left. \frac{\partial V_x}{\partial y} \right|_{y=0}$ определяется как точка отрыва дугерного пограничного слоя. На стенке напряжение трения $\tau_0 = \mu \left. \frac{\partial V_x}{\partial y} \right|_{y=0}$ и, следовательно, в точке отрыва оно обращается в ноль. В точке отрыва поток начинает отходить от стенки под небольшим углом. За точкой отрыва под

действием положительного градиента давления возникает возвратное течение (рисунок 5. 5).

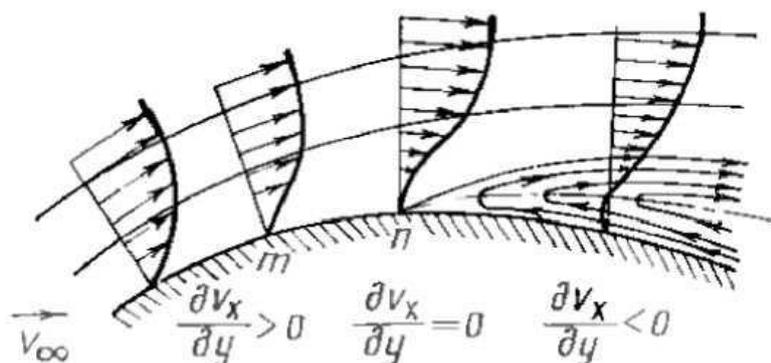


Рисунок 5.5 – Схема течения в области отрыва пограничного слоя

Там, где профиль скорости $V_x = f(y)$ имеет точку перегиба, течение очень неустойчиво и имеет тенденцию к турбулизации. Наличие точки перегиба за точкой отрыва обусловлено связью, существующей между градиентом давления вдоль стенки и градиентом скорости по нормали к стенке.

Линия, начинающаяся в точке отрыва пограничного слоя и соединяющая токи с нулевой скоростью внутри вязкого слоя, отошедшего от стенки, может быть определена как линия нулевой скорости (граница сорванного потока). Внутри зоны срыва потока положительный градиент давления снижается почти до нуля, так что в кормовой части тела давление значительно уменьшается по сравнению с давлением, имеющим место при безотрывном обтекании тела невязкой жидкостью, а лобовое сопротивление тела сильно увеличивается.

Сила лобового сопротивления тела складывается из сопротивления, связанного с трением в пограничном слое, и из сопротивления, обусловленного различием давлений в носовой и кормовой частях обтекаемых тел. Если жидкость невязкая, то сопротивление тел равно нулю. Но в этом случае и сопротивление давления, как это показано на примере поперечного обтекания цилиндра, тоже может быть равным нулю (это возможно при безотрывном обтекании, когда в кормовой части давление будет таким же, как и в передней критической точке).

В вязкой среде всегда имеют место и сопротивление трения, и сопротивление давления. Соотношение между этими составляющими зависит от формы тела. Если тело имеет большие поперечные размеры по сравнению с продольным, то на его поверхности всегда наблюдается отрыв пограничного слоя, приводящий к падению давления в кормовой части тела. Тело при этом испытывает большое лобовое сопротивление обусловленное срывом потока.

Если тело имеет вытянутую по потоку форму с плавными очертаниями, то срыв потока если и будет, то только на незначительной части его поверхности, и основную долю сопротивления составит сопротивление трения. Такие тела называются удобообтекаемыми в отличие от рассмотренных выше, у которых преобладает сопротивление давления и которые называются неудобообтекаемыми телами. При одинаковых площадях поперечного сечения полное сопротивление удобообтекаемых тел может быть во много раз меньше чем сопротивление неудобообтекаемых тел. Поэтому телам, находящимся в потоке (крылу, фюзеляжу и др.), всегда придают удобообтекаемую форму, при которой отрыв пограничного слоя маловероятен или зона срыва потока минимальна. Ламинарный пограничный слой более подвержен срыву потока, чем турбулентный. Кроме того, перемешивание при турбулентном течении значительно интенсивнее, чем при ламинарном, вследствие чего турбулентное течение способно распространиться на большее расстояние против возрастающего давления, чем ламинарное.

Опасность появления отрыва пограничного слоя можно уменьшить, снижая величину положительного градиента давления (например, придавая телу вытянутую каплеобразную форму) или влияя на характер течения в пограничном слое посредством его искусственной турбулизации. Обычно отрыв пограничного слоя происходит далеко от носовой части тела, в зоне положительных градиентов давления, где пограничный слой турбулентен. Чем больше степень турбулентности течения в пограничном слое, тем интенсивнее происходит обмен количествами движения между внешними и пристенными слоями, тем большие скорости вблизи поверхности и тем меньше опасность отрыва.

Степень турбулентности в пограничном слое увеличивается по мере возрастания числа Re и, следовательно, увеличение числа Re уменьшает опасность отрыва пограничного слоя.

Степень турбулентности в пограничном слое увеличивается с повышением степени турбулентности внешнего потока. К сожалению, степень турбулентности атмосферы не поддается управлению, но пограничный слой можно искусственно турбулизировать, располагая на поверхности или вблизи поверхности тела специальные турбулизаторы, что приводит к увеличению сопротивления трения, которое, однако, компенсируется уменьшением сопротивления давления.

При числах $Re < 10$ происходит отрыв ламинарного потока, при этом сопротивление давления достигает примерно половины полного сопротивления.

При числах $Re \approx 100$ наблюдается нестационарное течение, обусловленное периодическим образованием и срывом вихрей около кормовой части тела. Область следа вытягивается, поэтому преобладает сопротивление давления.

В интервале чисел $Re = 10^3 \dots 10^5$ отрыв потока происходит при ламинарном пограничном слое, хотя след за телом является турбулентным. Коэффициент сопротивления создается главным образом за счет сопротивления давления.

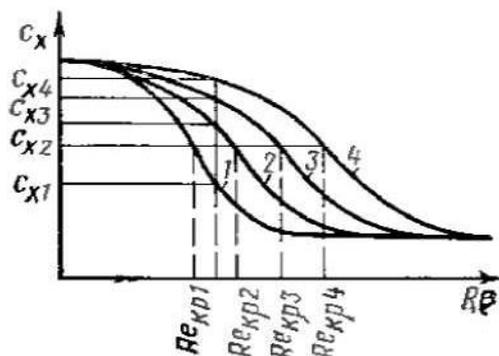


Рисунок 5.6 – Влияние турбулентности потока на коэффициент лобового сопротивления шара ($\varepsilon_1 < \varepsilon_2 < \varepsilon_3 < \varepsilon_4$)

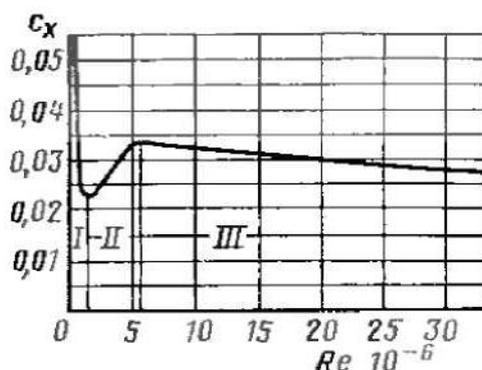


Рисунок 5.7 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления c_x от числа Re для удобообтекаемого тела

При числах $Re > 10^5$ течение в пограничном слое становится турбулентным, и точка отрыва при этом смещается вниз по потоку. Область следа сокращается по сравнению с областью следа в случае отрыва ламинарного пограничного слоя и соответственно падает сопротивление давления

5.3 Управление пограничным слоем

Наличие пограничного слоя на обтекаемых поверхностях является причиной больших энергетических затрат при эксплуатации установок, в той или иной форме использующих движущиеся жидкости или газы. Кроме того, наличие пограничного слоя на несущих поверхностях летательного аппарата приводит к существенному уменьшению подъемной силы по сравнению с величиной, полученной в соответствии с теорией обтекания тел потоком идеальной жидкости. В частности, подобная картина наблюдается на взлетно-посадочных режимах полета самолета, когда крыло самолета располагается под боль-

шим углом атаки и закрылки отклоняются на значительные углы. Такая трансформация профиля крыла приводит к появлению существенных положительных градиентов давления на его поверхности, вследствие чего происходит срыв потока с верхней поверхности крыла. Возникает естественная задача о предотвращении отрыва потока над верхней поверхностью крыла, т. е. задача об управлении пограничным слоем (УПС).

Термин «управление пограничным слоем» подразумевает любой механизм или процесс, который позволяет видоизменять характер течения в пограничном слое в области отрыва потока. В качестве примеров механизмов управления пограничным слоем, получивших широкое распространение на современных самолетах, можно указать на предкрылки, одно- и многощелевые закрылки, турбулизаторы и т. д.

Существующие системы УПС можно подразделить на пассивные и активные.

В пассивных системах УПС для устранения срыва потока используется энергия основного потока, точнее избыток энергии, имеющейся на нижней поверхности крыла по отношению к верхней, в активных – внешние источники энергии, которыми могут быть либо двигатели самолета, либо специально установленные компрессоры.

Пассивные системы УПС доведены в настоящее время до высокой степени совершенства. Однако применение таких систем не дает возможности получить значения коэффициента подъемной силы, превышающие теоретические. С другой стороны, подобные системы чрезвычайно сложны и дальнейшее развитие их ограничивается объемом крыла, соответствующим уменьшением объема для размещения топлива, а также сложностью, стоимостью изготовления.

В связи с этим в последнее время большое внимание уделяется разработке активных способов УПС. Эти методы, в свою очередь, можно подразделить на две категории:

- управление пограничным слоем с целью уменьшения лобового сопротивления;
- управление пограничным слоем с целью увеличения подъемной силы.

Для уменьшения лобового сопротивления осуществляется *отсос* пограничного слоя с поверхности обтекаемого тела. Впервые идею о возможности искусственного управления пограничным слоем высказал в 1904 г. Прандтль, который реализовал ее на цилиндре с односторонним отсасыванием пограничного слоя внутрь цилиндра через узкую щель в его поверхности. Поток воздуха со стороны отсасывания обтекает цилиндр лучше, чем с противоположной стороны, где отсос отсутствует. Для осуществления идеи отсоса на обтекаемой поверхности реальных объектов, например, вдоль размаха крыла, делают продольные Щели, либо всю поверхность выполняют перфорированной. На рисунок 5.8 дана схема течения в высокоградиентном диффузоре при отсосе и без него.

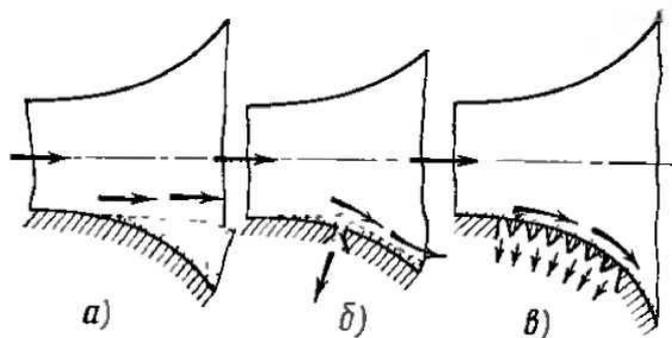


Рисунок 5.8 – Течение в диффузоре с большим углом раскрытия:
 а – без отсоса; б – с отсосом через щель; с – с распределенным отсосом

Применение отсоса позволяет существенно уменьшить сопротивление несущих поверхностей, но подъемная сила не может превышать значений, полученных в соответствии с теорией невязкой жидкости, хотя величина ее увеличивается при наличии отсоса.

Для увеличения подъемной силы крыла в настоящее время внедряется система сдува пограничного слоя. При сдуве организуется введение высокоскоростной струи в область отрыва воздушного потока. Для этого на верхней поверхности крыла (рисунок 5.9) либо перед лобиком закрылка (см. рисунок 5.9, а), либо непосредственно на нем (см. рисунок 5.9, б) монтируется сопловой аппарат, из которого с очень большой скоростью выдувается тонкая струя, ось которой будет касательной к верхней поверхности закрылка. Струя «прилипает» к криволинейной поверхности закрылка (эффект Коанда) и обтекает его до задней кромки, увлекая за собой основной поток, при этом восстанавливается безотрывное обтекание профиля. Увеличение подъемной силы при сдуве происходит за счет восстановления безотрывного обтекания путем увеличения составляющей количества движения струи, а главное за счет увеличения циркуляции скорости по сравнению с теоретическим, безотрывным обтеканием профилей.

Эффективность сдува определяется в основном коэффициентом импульса струи

$$c_\mu = \frac{m_j V_j}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S},$$

где m_j – массовый расход выдуваемой струи; V_j – скорость струи на выходе из сопла; $\frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ – скоростной напор (динамическое давление) набегающего потока; S – площадь крыла.

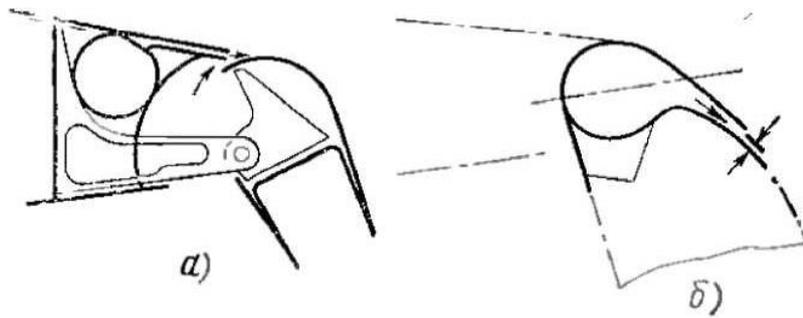


Рисунок 5.9 – Схема установки соплового аппарата для сдува пограничного слоя:
 а – перед лобиком закрылка; б – на лобике закрылка

На рисунке 5.10 представлена зависимость коэффициента подъемной силы профиля в функции коэффициента импульса струи и угла отклонения закрылка δ . Как видно из этого графика, сдув пограничного слоя позволяет существенно увеличить коэффициент подъемной силы, при этом качественно различаются две области управления пограничным слоем:

- область непосредственного управления пограничным слоем до восстановления безотрывного обтекания (малые значения c);
- область безотрывного обтекания, в которой энергия струи расходуется и на формирование «газового закрылка», увеличивающего хорду физического закрылка (большие значения $c_\mu > 0,1$) Это приводит к увеличению циркуляции вокруг профиля (по теореме Жуковского). Поэтому эта область называется областью «суперциркуляции».

При сдуве пограничного слоя удастся получить коэффициенты подъемной силы, существенно превышающие значения, полученные в соответствии с теорией невязкой жидкости.

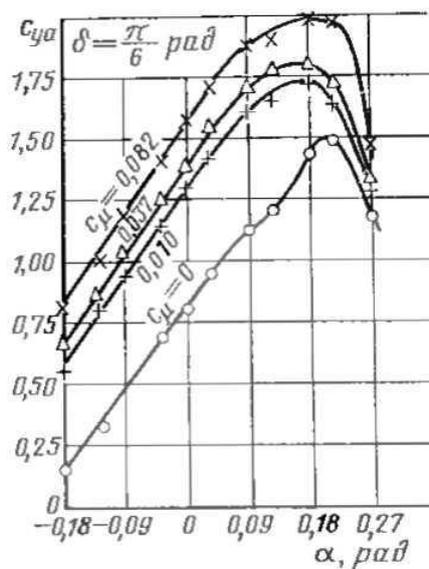


Рисунок 5.10 – Изменение коэффициента подъемной силы профиля в зависимости от коэффициента импульса и угла атаки

6 МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

В современной авиации с целью повышения скорости полета применяются стреловидные крылья сравнительно малой площади с профилями весьма малой кривизны и относительной толщины. Такие крылья не могут обеспечить большой подъемной силы на посадочных режимах из-за раннего срыва потока. Для уменьшения взлетной и посадочной дистанции в настоящее время чрезвычайно остро стоит вопрос об увеличении несущих свойств современных крыльев на больших углах атаки. С этой целью на крыльях устанавливаются специальные конструктивные элементы, которые позволяют повысить величину коэффициента подъемной силы крыла в области критических углов атаки и заметно уменьшить критический угол атаки. Эти элементы, работающие на режимах взлета, посадки и на маневрах, называются механизацией крыла. Механизация крыла состоит из механизации передней кромки крыла и механизации задней кромки крыла. Для механизации задней кромки крыла с целью увеличения $c_{ya \max}$ крыла наиболее широко используются щитки простые (отклоняющиеся), скользящие (выдвижные) и закрылки (простые, однощелевые, двухщелевые, выдвижные щелевые, трехщелевые, выдвижные многощелевые). Для кратковременного уменьшения подъемной силы крыла (для увеличения крутизны снижения самолета и повышения эффективности торможения колес при пробеге) используются интерцепторы или спойлеры.

С помощью механизации передней кромки крыла: предкрылки скользящие, предкрылки с профилированной щелью, носовой щелью, отклоняемые носки, турбулизаторы; решаются такие задачи, как предотвращение потери боковой устойчивости и управляемости на больших углах атаки при использовании механизации, способствующей увеличению $c_{ya \max}$.

Щитком называется отклоняющаяся у задней кромки на угол $\delta_{щ}$ часть «нижней поверхности крыла. Отклонение может происходить вокруг неподвижного шарнира (простой щиток, см. рисунок 6.1, а) и вокруг скользящего шарнира (выдвижной щиток, см. рисунок 6.1, б). Наиболее просты по конструкции и выгодны по весу простые щитки, однако при прочих равных условиях они значительно меньше увеличивают $c_{ya \max}$, чем скользящие (выдвижные). Располагаются щитки в центральной части крыла и занимают от 40 до 60% всего размаха крыла.

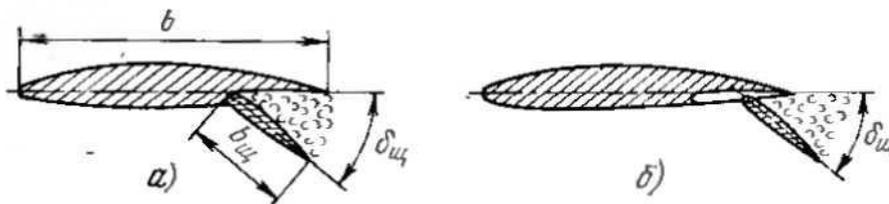


Рисунок 6.1 – Щитки:

а – простой; б – со скользящим шарниром (выдвижной)

Значительное увеличение коэффициента подъемной силы при отклонении щитка объясняется, во-первых, тем, что отклоненный щиток увеличивает эффективную кривизну профиля, а, во-вторых, повышает давление на нижней поверхности крыла и образует зону разрежения между щитком и крылом, что приводит к отсосу пограничного слоя с верхней поверхности крыла у его задней кромки и соответственно к увеличению скорости. Вследствие подсосывающего действия щитка сильно увеличивается $c_{ya \max}$ (значение которого в некоторых случаях может удвоиться), в то же время критический угол атаки крыла изменяется незначительно. С увеличением угла $\delta_{щ}$ кривая $c_{ya} = f(\alpha)$ смещается влево (рисунок 6.2, а), а поляр вправо (см. рисунок 6.2, б). Эффект повышается при наличии скользящего щитка, так как в этом случае увеличивается и площадь крыла.

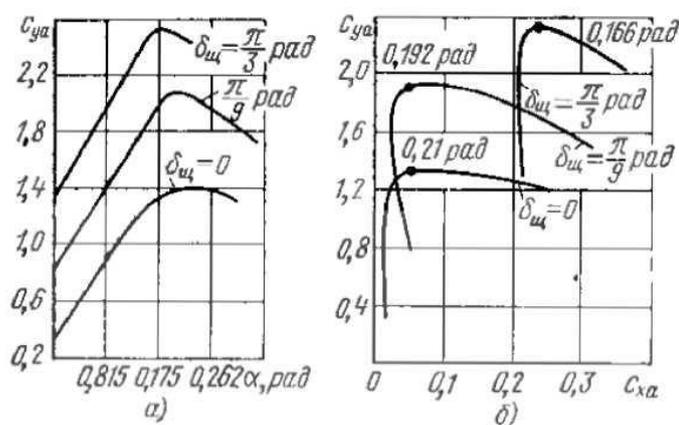


Рисунок 6.2 – Влияние угла отклонения простого щитка на зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ (а) и полярю крыла (б), при $\lambda \rightarrow \infty$

Эффективность щитка оценивается величиной прироста коэффициента подъемной силы Δc_{ya} или $\Delta c_{ya \max}$. На величины Δc_{ya} и $\Delta c_{ya \max}$ оказывают влияние относительная длина щитка $l_{щ}/l$, форма крыла в плане, угол отклонения щитка $\delta_{щ}$, относительная хорда $b_{щ}/b$. Хорда щитков составляет 15—30% хорды крыла. При очень больших хордах наблюдается существенное уменьшение роста эффективности механизации (рисунок 6.3). Увеличение относительной длины щитка соответственно увеличивает Δc_{ya} и $\Delta c_{ya \max}$ крыла. Максимальные значения Δc_{ya} , очевидно, будут у щитков, расположенных по всему размаху. Эффективность применения щитков повышается у крыльев с большим сужением, так как при неизменном размахе увеличивается относительная площадь $S_{щ}/S$.

Максимальный угол отклонения $\delta_{щ}$ порядка $\pi/3$. Следует отметить, что большие углы отклонения щитка наряду с увеличением коэффициента подъемной силы приводят и к повышению коэффициента лобового сопротивления,

а это, в свою очередь, сказывается на величине аэродинамического качества: $K = c_{ya} / c_{xa}$ крыльев с отклоняющимися щитками меньше, чем без щитков. Увеличение коэффициента сопротивления играет положительную роль при посадке самолета, так как уменьшает дальность пробега после посадки. Однако при взлете наряду с увеличением коэффициента подъемной силы необходимо, чтобы коэффициент сопротивления был как можно меньше. Поэтому при взлете щитки отклоняются не полностью, а примерно на $0,4—0,5$ рад.

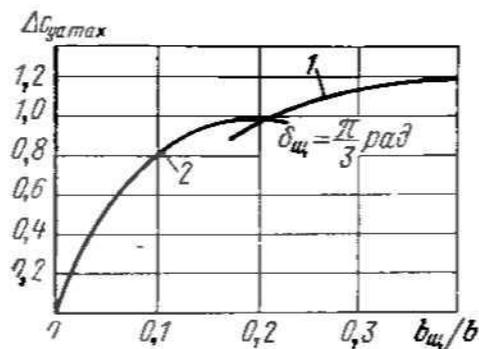


Рисунок 6.3 – Зависимость величины $\Delta c_{ya_{max}}$ от относительной хорды щитка:
1 – выдвижной щиток; 2 – простой щиток

При увеличении δ_w увеличивается также коэффициент момента крыла (на рисунке 6.4 $b_w/b = 0,3$; $l_w/l = 1$).

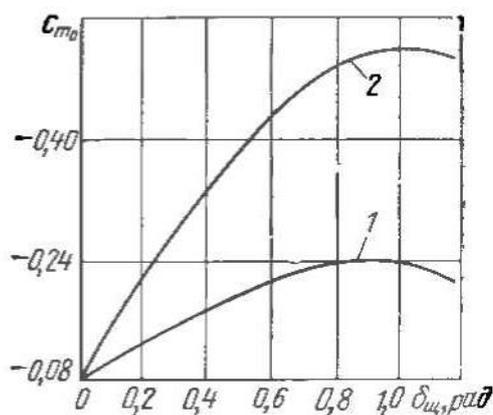


Рисунок 6.4 – Изменение коэффициента момента крыла c_{m0} в зависимости от угла отклонения щитка:
1 – простой щиток; 2 – выдвижной щиток

Закрылки представляют собой отклоняющуюся хвостовую часть крыла (рисунок 6.5). Увеличение коэффициента $c_{ya_{max}}$ при отклонении закрылка происходит в основном в результате увеличения эффективной кривизны крыла. При

отклонении щелевого закрылка между крылом и передней частью закрылка обычно образуется профилированная щель, через которую движется поток воздуха, вытекающий с большой скоростью на верхнюю поверхность закрылка. Это стабилизирует безотрывное течение в пограничном слое и позволяет отклонять закрылок на большие углы с сохранением его эффективности.

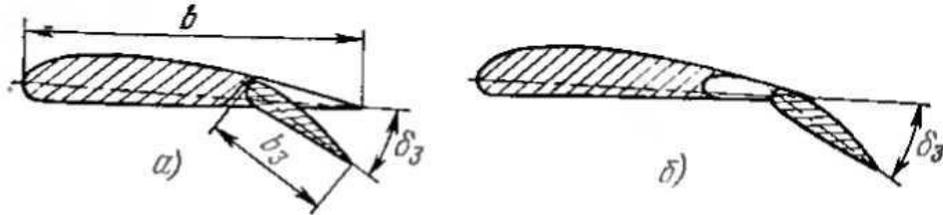


Рисунок 6.5 – Закрылки:
а – простой; б – выдвижной

Отклонение закрылков приводит примерно к тем же эффектам, что и отклонение щитков, однако коэффициент лобового сопротивления в этом случае меньше. Хорда закрылка обычно не превышает 20...25% хорды крыла, так как с дальнейшим увеличением b_3 / b эффективность закрылка повышается незначительно.

Величина $\Delta c_{ya \max}$ возрастает с увеличением углов отклонения закрылка. Наибольшая эффективность закрылка достигается $\delta = 0,7...0,8$ рад, т. е. при несколько меньшем угле отклонения, чем у щитка. На рисунке 6.6 представлены графики зависимости коэффициента подъемной силы самолета Як-40 от угла атаки при различных углах отклонения закрылков для числа $M = 0,2$. Наряду с увеличением коэффициента подъемной силы с возрастанием угла отклонения закрылка несколько увеличивается диапазон летных углов атаки.

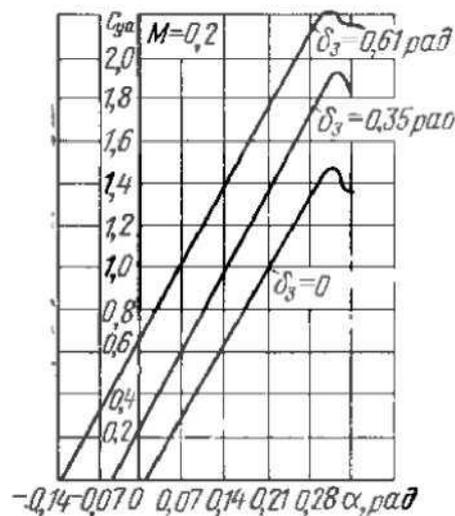


Рисунок 6.6 – Изменение коэффициента подъемной силы самолета Як-40 в зависимости от угла атаки при различных углах отклонения закрылка

Выпуск закрылков сопровождается также увеличением коэффициентов лобового сопротивления c_{xa} и пикирующего момента крыла c_m . Зависимость коэффициента c_{ya} от c_m для прямого крыла с различными углами отклонения закрылка при $l_3/l=1$ приводится на рисунке 6.7

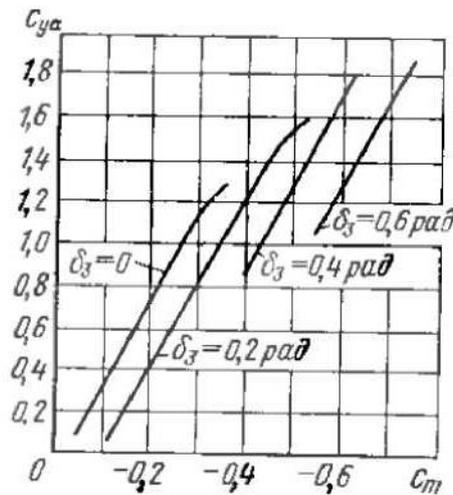


Рисунок 6.7 – Изменение коэффициента подъемной силы крыла в зависимости от коэффициента момента c_m при различных углах отклонения закрылки

Выдвижные закрылки дают дополнительное увеличение коэффициента подъемной силы, так как отклонение закрылка сопровождается увеличением площади крыла за счет сдвига оси закрылка. Наиболее эффективны выдвижные закрылки при $b_3/b=0,4$. Так, у расположенного по всему размаху крыла закрылка с $b_3/b=0,4$ в случае угла отклонения $\delta_3=0,7$ рад величина $c_{ya \max}$ почти вдвое превышает $c_{ya \max}$ при $\delta_3=0$. Следует отметить, что отклонения закрылка и отклонения щитка мало влияют на положение фокуса крыла.

Таблица 6.1 – Аэродинамические характеристики прямого крыла

Типы механизации	$c_{ya \max}$	$\Delta c_{ya \max}$	$\alpha_{кр}$, рад
Щиток ($\delta_{щ} = \pi/3$, $b_{щ} = 0,3b$)	2,16	0,87	0,24
Закрылок без профилированной щели ($\delta_3 = \pi$, $b_3 = 0,3b$)	1,95	0,66	0,21
Щелевой закрылок ($\delta_3 = \pi/4$, $b_3 = 0,25b$)	1,98	0,69	0,21
Выдвижной закрылок ($\delta_3 = \pi/4$, $b_3 = 0,4b$)	2,42	1,13	0,26

Обычно закрылки, как и щитки, занимают около 60% размаха крыла, так как часть крыла отводится под элероны. Поэтому эффект закрылков и щитков соответственно уменьшается. Иногда для увеличения подъемной силы крыла

элероны тоже используются как закрылки и с этой целью оба элерона отклоняются вниз при посадке самолета.

Для сравнения эффективности применения щитка и различных типов закрылков, расположенных по всему размаху (см. таблицу) приводятся аэродинамические характеристики прямого крыла ($\lambda=5$). Наиболее эффективным является выдвижной закрылок. Увеличение угла отклонения закрылков с целью увеличения $\Delta c_{ya \max}$ ограничивается появлением срыва с самого закрылка и с крыла и возникновением тряски закрылков. В связи с этим на самолетах наряду с однощелевым и закрылками применяются двухщелевые и трехщелевые. Установка трехщелевого закрылка задерживает срыв потока до углов отклонения закрылка $\delta_s = \pi/3$ и значительно повышает коэффициент подъемной силы c_{ya} (рисунок 6.8).

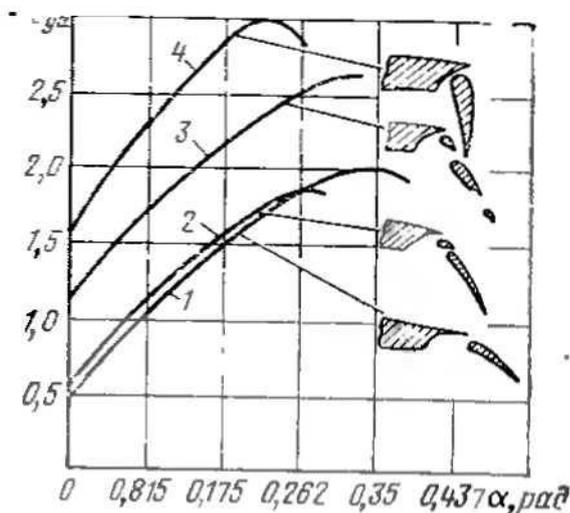


Рисунок 68 – Сравнение эффективности применения разных типов закрылков и системы УПС:

- 1 – закрылок Фаулера; 2 – двухщелевой закрылок; 3 – трехщелевой закрылок;
4 – система УПС (сдув)

Многощелевые крылья. Теоретическое обоснование эффективности применения многощелевого крыла было дано С. А. Чаплыгиным. Наибольшее распространение получили многощелевые крылья в виде двух- и трехщелевых закрылков. Известно, что на верхней поверхности крыла при больших углах атаки образуется подсос ($p < 0$), а на нижней – подпор ($p > 0$). Если сделать одну или несколько щелей на крыле, то благодаря перепаду давлений часть воздуха будет перетекать с нижней поверхности крыла на верхнюю. Вытекающие струи приведут к смещению толки отрыва пограничного слоя вниз по потоку. Эффект будет тем больше, чем сильнее струя будет сужаться в сторону направления потока.

Многощелевые крылья увеличивают c_{ya} в 2,5—3 раза и более (рисунок 6.9). В многощелевом крыле повышение $c_{ya \max}$ сопровождается увеличением $\alpha_{кр}$. Однако необходимо учитывать, что лобовое сопротивление при переходе к многощелевому крылу увеличивается (см. рисунок 6.9).

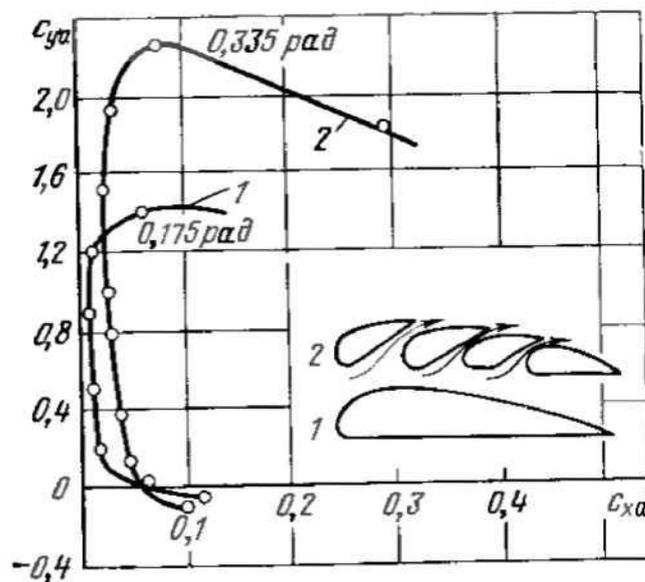


Рисунок 6.9 – Сравнение поляр исходного (1) и многощелевого (2) крыльев

Струйные закрылки. В последнее время проводятся исследования так называемых реактивных закрылков и предкрылков. В узкую щель, расположенную вдоль задней кромки крыла (реактивный закрылок), выдувается сильная струя, благодаря чему улучшается обтекание крыла и одновременно создается реактивная сила струи. В результате значительно возрастает коэффициент $c_{ya \max}$ (без увеличения угла $\alpha_{кр}$), что позволяет осуществлять посадку на сравнительно малых скоростях и малых углах атаки

Носовые щитки и предкрылки. В связи с возрастанием скорости потока на верхней поверхности крыла при отклонении закрылков увеличивается местный угол атаки носовой части крыла, что может вызвать появление срыва. Для борьбы с этим явлением применяются носовые щитки, предкрылки, отклоняемые носки. Носовой щиток с острой передней кромкой (рисунок 6.10), будучи отклонен на больших углах атаки, предотвращает преждевременный срыв потока с передней острой кромки профиля и тем самым повышает $c_{ya \max}$.

Предкрылок имеет крылообразную форму и располагается вдоль передней кромки крыла. Предкрылок устанавливается в определенном фиксированном положении. Начиная с некоторого достаточно большого угла атаки

($\alpha > 0,175$ рад) под действием возникающих аэродинамических сил (подсасывающей силы) предкрылок выдвигается в рабочее положение.

Изменение контура профиля с выдвинутым предкрылком создает такое изменение эпюры давления, которое способствует сдвигу точки отрыва пограничного слоя назад и увеличению критического угла атаки (уменьшаются пик разрежения и величина положительного градиента давления).

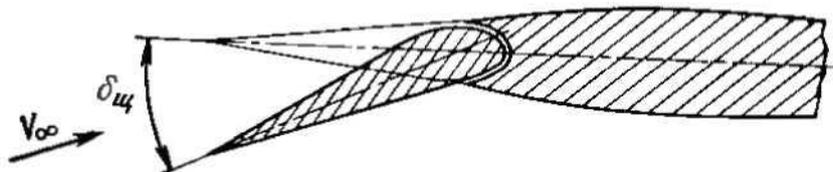


Рисунок 6.10 – Носовой щиток

Благодаря действию предкрылка увеличивается критический угол атаки крыла и коэффициент $c_{ya \max}$ (рисунок 6.11). Прирост коэффициента подъемной силы составляет 0,7 – 0,8. Увеличение критического угла атаки не позволяет в полной мере использовать эффект предкрылков, так как это привело бы к увеличению посадочного угла атаки и осложнению посадки и взлета самолета. Поэтому на большинстве самолетов чаще, всего применяются концевые предкрылки, предназначенные для увеличения эффективности элеронов на больших углах атаки.

Такой же эффект, как применение предкрылка, дает отклонение вниз передней кромки крыла. При совместном отклонении закрылков и предкрылков или передних кромок крыльев можно получить высокие значения коэффициента подъемной силы (см. рисунок 6.11) и аэродинамического качества.

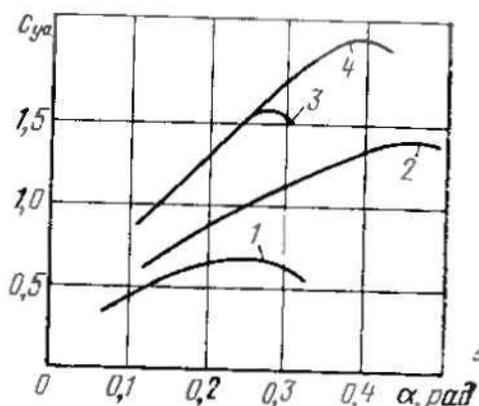


Рисунок 6.11 – Характер зависимости $c_{ya \max}$ от α при применении различных видов механизации:

- 1 – крыло без механизации; 2 – крыло с предкрылком; 3 – крыло со щелевым закрылком; 4 – крыло со щелевым закрылком и предкрылком

Интерцепторы или прерыватели потока представляют собой узкие плоские или слегка искривленные пластины, расположенные вдоль размаха и выдвигаемые через щели в крыле примерно по нормали к его поверхности. Применяются и отклоняющиеся интерцепторы. Интерцептор вызывает турбулизацию пограничного слоя или же срыв потока с поверхности крыла за интерцептором в зависимости от высоты его выдвижения. Это явление сопровождается перераспределением давления по профилю. При этом давление существенно изменяется не только на той стороне профиля, где выдвинут интерцептор, но и на противоположной. Перераспределение давления, вызванное интерцептором, приводит к изменению коэффициентов c_{xa} , c_{ya} , c_m : коэффициент подъемной силы уменьшается, если интерцептор расположен сверху крыла, коэффициент лобового сопротивления увеличивается, при этом резко падает аэродинамическое качество. Величина и знак изменения коэффициентов давления зависят не только от высоты, но и от места расположения интерцептора вдоль хорды.

Работа интерцептора оказывает тормозящее действие на поток перед ним: местные скорости перед ним уменьшаются, а давление увеличивается. За интерцептором происходит увеличение разрежения, давление понижается и образуется подсос. Большое влияние на характер изменения кривой $c_{ya} = f(\alpha)$ оказывают интерцепторы при своем максимальном угле отклонения. На посадочных углах атаки уменьшение коэффициента c_{ya} составляет 0,7 – 0,75. На рисунке 6.12 показано влияние интерцепторов на протекание зависимости $c_{ya} = f(\alpha)$ для самолета ТУ-124.

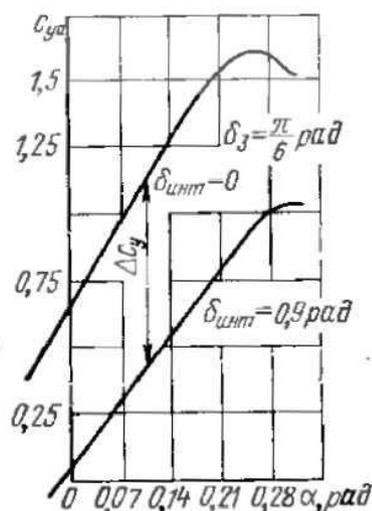


Рисунок 6.12 – Влияние выпуска интерцепторов на характер зависимости c_{ya} от α

Иногда интерцепторы делают гребенчатыми (прерывистыми) для сохранения плавности обтекания крыла и уменьшения срывного сопротивления.

На величину коэффициента $c_{ya \max}$ механизированного крыла оказывают влияние такие факторы как тип и размах механизации, форма крыла (сужение в плане крыла η , удлинение λ , стреловидность χ), хорда щитка или закрылка b_s , тип профиля крыла и его относительная толщина \bar{c} , угол отклонения поверхности механизации, величина сдвига выдвижного закрылка, форма щели между крылом и закрылком.

6.1 Влияние формы крыла в плане на эффективность механизации

Отклонение щитка или закрылка практически не влияет на производные c_{ya}^a и $\partial c_m / \partial c_{ya}$ в пределах линейного изменения коэффициентов $c_{ya} = f(a)$ и $c_m = f(c_{ya})$, но оказывает существенное влияние на значение угла α при $c_{ya} = 0$, величина изменения которого определяется типом и геометрическими параметрами механизации

У стреловидных крыльев c_{ya}^a значительно меньше, чем у не стреловидных крыльев большого удлинения. Чем больше угол стреловидности крыла, тем меньше отношение $c_{ya \max} / (c_{ya \max})_{\chi=0}$ и тем меньше эффективность механизации (рисунок 6.13). Следует иметь в виду, что для простых щитков и закрылков снижение $c_{ya \max}$ вследствие стреловидности гораздо ощутимее, чем для выдвижных (рисунок 6.14).

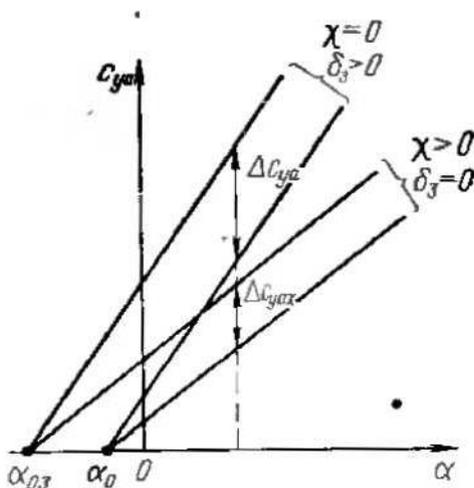


Рисунок 6.13 – Влияние формы крыла в плане на эффективность механизации

Эффективность механизации резко снижается у стреловидных крыльев на углах атаки, близких к критическому. Например, при $\chi = \pi/4$, $\eta = 4$, $\lambda = 4,5$ отклонение щитка на угол $\delta = \pi/3$, практически не дает прироста c_{ya} при значениях α , близких к $\alpha_{кр}$.

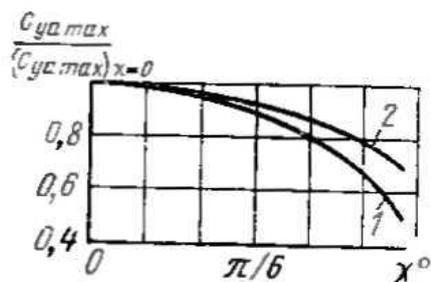


Рисунок 6.14 – Влияние угла стреловидности крыла на относительную величину

$$c_{ya \max} / (c_{ya \max})_{\chi=0} :$$

1 – простые щитки; 2 – выдвижные щитки

При углах стреловидности, больших 0,9 рад, щитки и закрылки на критических углах атаки почти всегда теряют свою эффективность. Аналогичное влияние на эффективность механизации оказывает удлинение крыла: уменьшение удлинения крыла также снижает эффективность механизации. Уменьшение толщины профиля уменьшает прирост $c_{ya \max}$.

Неблагоприятное влияние большой стреловидности и малого удлинения на эффективность механизации и подъемную силу крыла вызывает необходимость применения более сильных способов механизации, например, выдвижных щитков, выдвижных закрылков и т. д. Кроме того, прибегают также к увеличению сужения крыла: в этом случае относительная площадь закрылка увеличивается и в связи с этим увеличивается его эффективность. Иногда на верхней поверхности стреловидных крыльев на участках расположения закрылков устанавливают аэродинамические перегородки. В этом случае поток приближается к плоскопараллельному, что и увеличивает эффективность закрылков. Большой эффект дает применение управления пограничным слоем методами сдува и отсоса, а также струйных закрылков.

7 САМОЛЁТ КАК ОБЪЕКТ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Современный самолёт является сложной машиной, требуемые лётно-технические характеристики которой накладывают специфические особенности на конструкцию его агрегатов и как следствие на технологию изготовления [1].

В отличие от других изделий машиностроения самолет как объект производства обладает рядом специфических особенностей, которые отражаются на технологиях сборочного производства.

Многодетальность планера самолёта. Количество деталей узлов в конструкции планера коммерческого самолета (не считая нормалей) достигает ста тысяч единиц и более.

Эта особенность самолёта влечет за собой необходимость применения многочисленных и разнообразных технологических процессов, специальной сборочной оснастки, усложняет планирование, контроль и учет незавершенного производства.

Большая номенклатура используемых материалов. В настоящее время до 70 % общего количества деталей коммерческого самолета изготавливается из легких сплавов различных марок, 25% – из легированных сталей и остальная часть – из неметаллических материалов.

Повышение требований к лётно-техническим характеристикам самолёта, к его надежности вызывает необходимость применения новых материалов, например, жаропрочных сталей, титановых сплавов, металлических и полимерных композиционных материалов, что приводит к дальнейшему расширению номенклатуры используемых в самолетостроении материалов. Многие из этих материалов трудно поддаются обработке обычными методами, поэтому для выполнения слесарно-сборочных операций требуются новые технологии.

Сложность пространственных форм и высокие требования по точности к аэродинамическим обводам. Размеры деталей планера изменяются от нескольких миллиметров (крепежные детали) до десятков метров (стрингеры, полки лонжеронов, листы обшивки, монолитные панели, монолитные шпангоуты, рамы и т. д.). При этом большинство деталей значительных габаритных размеров обладает малой жесткостью, что создает трудности получения точных размеров в процессе сборки из них узлов и агрегатов. Именно этими особенностями обусловлено применение в самолетостроении многочисленных сборочных, монтажных и других приспособлений и специальных технологических методов обеспечения взаимозаменяемости узлов, панелей и агрегатов.

Большая трудоемкость сборочных процессов. Она составляет до 50 % общей трудоемкости при изготовлении планера современного самолета.

К особенностям сборочных процессов следует отнести **применение** в планере большого числа **разнообразных по конструкции неразъемных соединений** с помощью клепки, сварки, пайки, склейки, запрессовки, развальцовки и т. п. Для выполнения таких соединений используют специализированное оборудование: скобы, прессы и автоматы для групповой клепки, машины для электроконтактной сварки, автоматы для дуговой электросварки в среде защитных газов и в вакууме, специальные станки и приспособления для изготовления сотовых конструкций, отсеков и панелей из пластмасс, керамики, металлокерамики, волокнистых композиционных материалов и т. д. Для герметизаций отсеков в агрегатах самолета применяют специальные герметики и специальное оборудование.

Высокие требования к качеству самолета и его отдельным элементам. Качество самолета как объекта производства представляет собой комплекс его тактико-технических характеристик и показателей, характеризующих надежность его в эксплуатации.

Чтобы удовлетворить требованиям, предъявляемым к самолету, необходимы не только рациональная его конструкция в проекте, но и возможность осуществления этой конструкции на производстве с заданной степенью точности. Например, к аэродинамическим поверхностям самолета, предъявляются высокие требования не только чистоты (гладкости), но и точности. Допуски на внешние обводы в ряде случаев составляют десятые доли миллиметра, а на стыковые поверхности соответствуют 9...8, а в отдельных случаях 7-му качеству.

Повышение требований к эксплуатационной надежности самолета привело к разработке высокоресурсных соединений, а так же процессов, инструмента и оборудования для их выполнения.

Частая смена объектов производства. Непрерывное повышение требований к лётно-техническим характеристикам самолета вызывает необходимость их совершенствования. В силу этого запущенные в производство самолеты быстро морально стареют и заменяются образцами более совершенной конструкции.

В связи с этим непрерывно модернизируется – совершенствуется материально-техническая база – специфическое оснащение самолетостроительного производства.

Применение покупных узлов и агрегатов. Широкий спектр технологических характеристик узлов и агрегатов самолёта экономически обуславливает широкое привлечение предприятий – поставщиков комплектующих изделий. Это вызывает дополнительные сложности при согласовании

поставляемых изделий и оснащения для их производства с изделием, выпускаемым на авиастроительном предприятии.

Большой объем работ по подготовке производства. Постановка на производство самолета является весьма сложной и трудоемкой задачей. Это обусловлено вышеперечисленными характеристиками.

В настоящее время технологическую подготовку серийного производства в целях сокращения сроков ведут последовательно-параллельным методом. По этому методу в соответствии с принятыми организационными формами производства и конструкцией самолета, параллельно и с некоторым сдвигом во времени ведется техническая отработка технологий изготовления деталей, узлов, и агрегатов планера и бортовых систем на чертежах, плазах, макетах, стендах, на макетном самолёте, на трехмерных моделях, проектирование технологических процессов, проектирование и изготовление заготовительной, механической, сборочной, сварочной, монтажной, испытательной оснастки и оборудования. Это позволяет сократить сроки подготовки серийного производства самолета.

Как говорилось выше, сокращение трудоемкости, издержек и длительности подготовки производства способствует применению безплазовой увязки изделия с деталями, сборочными единицами и необходимым технологическим оснащением на базе тяжелых CAD – систем. В качестве примера на рисунке 7.1 представлена блок-схема передачи информации при безплазовой увязке для клепаной сборочной единицы самолета.

Но технологическая подготовка агрегатно-сборочного производства, несмотря на переход к безплазовой увязке, представляет собой последовательно-итерационный процесс решения большого круга трудоёмких задач, которые решаются при выполнении следующих этапов:



Рисунок 7.1 – Схема передачи информации при безплазовой увязке для сборочной единицы

а) Разработки технологического членения конструкции самолёта с определением для каждой сборочной единицы требований по точности (обводов, обрезов, расположения проёмов и отдельных деталей), по взаимозаменяемости (по конструктивным и технологическим стыкам) и по состоянию поставки (наличие припусков на подгонку, направляющих, сборочных, координатно-фиксирующих, установочно-базовых и пр. отверстий, отклонений по термообработке и присоединению деталей, отсутствию крепёжных элементов и пр.), необходимых для обеспечения последующих этапов сборки;

б) Разработки и анализа (по критериям себестоимости, длительности цикла сборки и пр.) вариантов схем сборки, отличающихся составом средств технологического оснащения (клепальные автоматы, прессы, спецстанки с ЧПУ, стенды, внестапельные рабочие места и пр.);

в) Выбора методов базирования для каждого элемента каждой сборочной единицы с обоснованием основного метода базирования, определяющего точность аэродинамических обводов;

г) Разработки рабочих технологических процессов сборки и формирования ТЗ на проектирование сборочной оснастки;

д) Проектирования сборочной оснастки с разработкой схем обеспечения её точности и взаимозаменяемости и выполнением расчёта точности сборочной единицы с возможной сменой баз и корректировкой разработанного технологического процесса;

ж) Разработки для каждой сборочной единицы технологического процесса монтажа сборочной оснастки и проектирования вторичной оснастки для её монтажа;

з) Изготовления элементов сборочной и вторичной оснастки и монтажа ступелей.

Из вышесказанного следует, что итерационность и многоэтапность процесса подготовки агрегатно-сборочного производства требует больших сроков. Это справедливо и для других производств авиастроительного предприятия.

Как любая сложная машина самолёт состоит из агрегатов – его составных частей, законченных в конструктивном отношении. У самолетов в качестве основных агрегатов можно выделить: планер; органы приземления (шасси); двигатели; системы управления, обслуживающие планер, двигатели и шасси; механизмы и агрегаты, обеспечивающие выполнение специальных функций; специальное оборудование и средства связи.

По конструктивным и технологическим свойствам указанные агрегаты значительно отличаются друг от друга, поэтому изготовление их требует специализации производства.

Так, например, проектированием и изготовлением планеров самолётов занимается специальные проектные организации, а также опытные и серийные

предприятия, составляющие специализированную отрасль – самолетостроение. Проектированием и изготовлением двигателей, приборов специального оборудования занимаются соответствующие отрасли авиационного производства: двигателестроение, приборостроение и др.

В сборочных цехах самолетостроительного завода выполняются следующие виды работ: сборочные, включающие установку деталей планера в сборочное положение, соединение их в узлы, панели и агрегаты. Сборка планера в целом является завершающим этапом этих работ; связаны с установкой на планере двигателей, приборов, систем управления и различного рода специального оборудования.

Объем сборочных и монтажных работ зависит от количества входящих в конструкцию планера деталей и количества устанавливаемых на планере механизмов, приборов и специальной аппаратуры. Представление об объеме сборочных и монтажных работ могут дать следующие данные, относящиеся к четырехмоторному самолету. В конструкции планера такого самолета насчитывается до 60 000 различных деталей, на самолете устанавливается более сотни электродвигателей, 150 различных приборов, несколько радиостанций и монтируется несколько сот метров различных коммуникаций (электрических, гидравлических и пневматических систем).

Технология сборочных работ разрабатывается с учетом свойств материалов, из которых изготавливаются детали планера, и способов соединения деталей между собой.

При разработке технологии сборочных работ особое внимание должно быть уделено вопросам механизации и автоматизации этих работ, что позволяет быстрее осваивать новые изделия в серийном производстве, и обеспечивает выпуск их в требуемых количествах.

В самолетостроении механизация и автоматизация сборочных работ развиваются по пути дальнейшего внедрения в производство клепально-сборочных и сварочно-сборочных станков и автоматов, механизации процессов установки и съема изделий из сборочных приспособлений – стапелей, механизации постановки болтов и винтов. Кроме того, создаются автоматизированные стенды для общей сборки самолёта.

Необходимость членения планера самолета на детали, узлы панели, отсеки, и агрегаты диктуется возможностями производства и необходимостью иметь конструктивные, эксплуатационные разъемы и стыки.

Эксплуатационные разъемы и стыки создаются с целью замены, осмотра или регулирования различных механизмов и систем в процессе эксплуатации самолета. В некоторых случаях эксплуатационные разъемы вызваны ограничениями габаритных размеров отдельных агрегатов по условиям их перевозки и хранения на складах.

Для обеспечения эксплуатации и подходов к элементам конструкции и отдельным механизмам наряду с эксплуатационными разъемами делаются различные специальные смотровые лючки, закрывающиеся крышками.

Конструктивные и эксплуатационные разъемы и стыки намечаются при проектировании агрегата, причем выбор места их расположения обычно не встречает затруднений; иначе обстоит дело с выбором технологических стыков, так как целесообразное в технологическом отношении членение конструкции зависит от многочисленных факторов, в том числе от программы производства, габаритных размеров отдельных агрегатов и отсеков, способа соединения деталей при сборке узлов, панелей и т. д.

Рациональное членение конструкции на отсеки, панели, узлы и детали позволяет существенно снизить массу, повысить ресурс и надежность конструкции в целом, что достигается резким сокращением объема соединений при одновременном увеличении габаритных размеров полуфабрикатов и деталей.

Значительное усложнение технологии получения полуфабрикатов, раскроя, формообразования и сборки компенсируется увеличением ресурса и уменьшением массы самолета.

Поэтому во всех возможных случаях функции конструктивных, технологических и эксплуатационных разъемов, стыков и вырезов (лючков) необходимо совмещать, уменьшая этим количество соединений конструкции.

При совмещении функций различных разъемов, стыков и лючков следует стремиться к наиболее полному удовлетворению эксплуатационных требований с целью обеспечения лучших подходов и минимального времени на осмотр и замену агрегатов, механизмов, приборов.

Сборка планера организуется по схеме параллельно-последовательных операций, начиная со сборки подузлов, узлов, панелей, агрегатов и кончая общей сборкой самолета или вертолета в целом.

На основе разработанной последовательности сборочных операций составляется схема сборки, которая является одним из основных технологических документов для сборочных цехов.

В схему сборки вносятся указания о порядке комплектования собираемого изделия деталями и узлами, а также технические требования на детали и узлы, определяющие, в каком виде они подаются на сборку.

Высокие требования предъявляются к деталям, входящим в стыковые соединения, так как малейшие их неточности приводят к большим доводочным работам и нарушают всю систему взаимозаменяемости деталей. Технологическая схема сборки, определяя порядок сборки, является в то же время и основным исходным документом для разработки технических требований на сборочные единицы – детали, узлы, панели и агрегаты.

При сборке планера самолета необходимо учитывать требования в отношении точности воспроизведения его аэродинамических обводов и достижения заданной прочности узлов и агрегатов.

Эти требования и возможные допуски зависят от назначения самолета и указываются в технических условиях.

При сборке планера различают следующие основные виды работ:

а) *узловая сборка*, включающая сборку отдельных панелей, нервюр, лонжеронов, шпангоутов и т. д.;

б) *агрегатная сборка*, представляющая собой сборку отдельных отсеков и агрегатов;

в) *общая сборка*, т. е. сборка планера из агрегатов с последующим монтажом на нем различного оборудования, приборов и механизмов.

Объем сборочных работ определяется конструкцией планера, физико-механическими свойствами материалов, из которых он изготовлен, и видами заготовок, из которых изготовлены отдельные детали и узлы.

Трудоемкость сборочных работ для металлических самолетов клепаной конструкции составляет примерно 45 ... 50 % общей трудоемкости при изготовлении самолета. В изготовлении самолета узловая сборка составляет 12 ... 25 %, агрегатная сборка – 18 ... 20 % и общая сборка – 12 ... 15 %.

Приведенные данные о трудоемкости различных видов сборочных работ являются приближенными и определяют удельное значение этих работ при изготовлении самолета.

Кроме указанных уже факторов, объем отдельных видов сборочных работ зависит от глубины проработки технологического процесса сборки, степени оснащения сборочных работ необходимым оборудованием и инструментом и качества поступающих на сборку деталей с точки зрения удовлетворения требований взаимозаменяемости.

С внедрением в конструкцию самолета монолитных деталей и панелей объем сборочных работ уменьшается, причем главным образом в результате уменьшения объема работ на узловой и агрегатной сборках.

Перспективы развития современной авиационной техники в значительной мере связаны с использованием прогрессивных композиционных материалов. Появление таких материалов как углепластики, органопластики и боропластики существенно расширило объемы применения композитов в элементах самолёта. На самолете АН-124 «Руслан» применены детали и сборочные единицы из композитов общей массой $5,5 \times 10^3$ кг, что позволило снизить массу конструкции до $1,5 \times 10^3$ кг и сэкономить в течение периода эксплуатации не менее 18×10^6 кг топлива. Еще шире представлены композиты в самолетах ИЛ-96, ТУ-204. В силовых конструкциях современных вертолетов на долю композитов приходится 45...55 % от общей массы, благодаря чему массу конструкции удастся снизить на 25...30 %. Ресурс работы при этом увеличивается в 2...3 раза, а трудоемкость изготовления снижается в 1,5...2 раза.

8 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОВРЕМЕННОГО САМОЛЁТА

Технологичность планера самолета и технология его сборки в значительной степени зависят от решения ряда коренных вопросов его конструктивного оформления. К таким вопросам относятся форма внешних обводов и общая компоновка агрегатов самолета, степень конструктивно-технологического членения планера и его агрегатов, расположение силового набора, расположение и оформление конструктивно-эксплуатационных разъемов.

Внешние обводы самолёта. Технологичность самолетов в значительной степени определяется рациональным выбором аэродинамических обводов, к которым предъявляются следующие основные требования [2]:

а) Простота аэродинамических форм агрегатов планера и всех входящих в конструкцию планера элементов.

б) Максимальное применение поверхностей одинарной кривизны, т. е. поверхностей с прямолинейными образующими, которые обеспечивают простоту, точность и оперативность выполнения геометрических расчетов (в том числе расчетов данных о контурах и поверхностях при подготовке управляющих программ для оборудования с ЧПУ при автоматизированном изготовлении плазов и обводообразующей оснастки), высокую точность и простоту увязки конструкции агрегатов. В случае линейчатой поверхности, заданной двумя ее плоскими сечениями, контуры всех промежуточных сечений могут быть определены простейшим расчетом или графическим построением на одной проекции.

Применение линейчатых поверхностей дает следующие преимущества: предельно упрощаются обработка и контроль рабочих контуров и поверхностей плоской и объемной рабочей и контрольно-эталонной технологической оснастки. Обработка сводится к обеспечению прямолинейности образующих между двумя базовыми сечениями. Для этого требуются более простые станки с ЧПУ (по числу программно-управляемых координат); устраняется необходимость изготовления шаблонов продольного набора сечений агрегата, что сокращает количество и трудоемкость изготовления оснастки.

в) Обеспечение высокой преемственности аэродинамических форм агрегатов планера для новых модификаций самолета. Это позволяет значительно сократить количество и трудоемкость изготовления плазов и обводообразующей оснастки и, кроме того, вторично использовать ранее изготовленную оснастку.

Конструктивно-технологическое членение самолёта. Под конструктивно-технологическим членением понимается разделение самолета конструктивными, эксплуатационными и технологическими разъемами и стыками на агрегаты, отсеки, секции, узлы и детали. В качестве примера на

рисунке 8.1 представлена схема конструктивно-технологического членения на узлы и агрегаты самолёта МИГ-25, а на рисунке 8.2 приведена схема конструктивно-технологического членения отъёмной части крыла самолёта на узлы, панели и детали [2], [3].

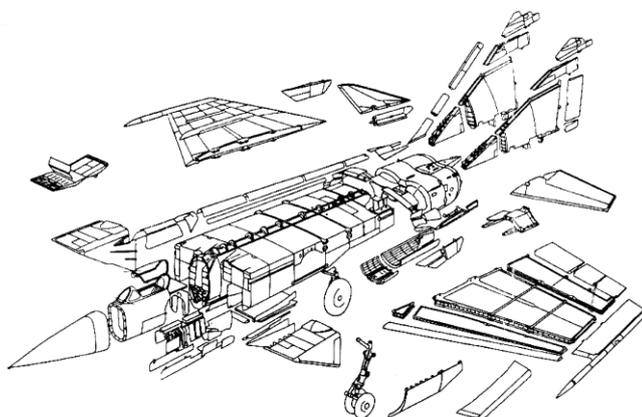


Рисунок 8.1 – Конструктивно-технологическое членение самолета МИГ-2

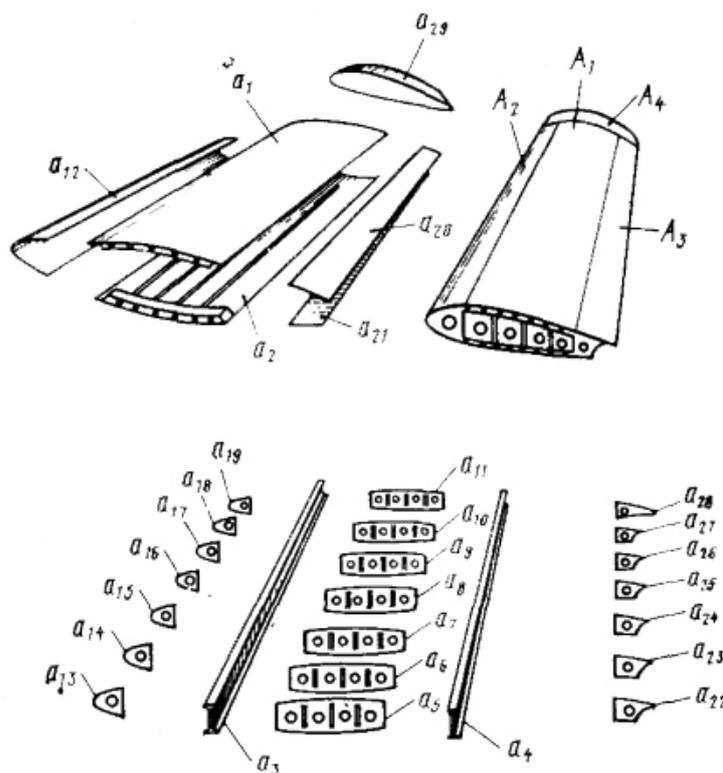


Рисунок 8.2 – Конструктивное членение отъемной части крыла:
 A1 – кессон; A2 – носовая секция; A3 – хвостовая секция; A4 – законцовка; a1 a2 – верхняя и нижняя панели; a3, a4 – лонжероны; a5... a11 – нервюры кессона; a12 – обшивка носка; a13 ... a19 – носики нервюр; a20, a21 – обшивки хвостовой секции; a22 ... a28 – хвостовики нервюр; a29 – законцовка

Деталью называется элементарная часть изделия, изготовленная из целого куска материала. Деталь является первичным элементом сборки.

Узлом называется несколько соединенных между собой деталей каркаса: сборные лонжероны, шпангоуты, нервюры и т. д.

Панель представляет собой соединение нескольких деталей каркаса с обшивкой.

Агрегат является законченной в конструктивном и технологическом отношении частью планера, состоящей из панелей, узлов и деталей. Агрегаты – это крыло, фюзеляж, элерон, стабилизатор и т. д.

Отсек является частью агрегата.

Разъем – соединение, позволяющее производить некоторые перемещения или полное отсоединение одного агрегата (узла) от другого без повреждения основных и крепежных элементов конструкции.

Стык – любое неразъемное соединение, не позволяющее отсоединить один узел (секцию, отсек) от другого без повреждения основных и крепежных элементов конструкции.

Конструктивными называются разъемы и стыки, обусловленные различием в функциональном назначении отдельных элементов планера или особенностями их конструкции.

Эксплуатационными называются разъемы, определяемые требованиями эксплуатации – транспортировки, замены отдельных частей планера, двигателя, оборудования и т. п. Технологическими называются разъемы и стыки, определяемые требованиями независимого и параллельного изготовления отдельных частей самолета. Применение конструктивных, эксплуатационных или технологических разъемов и стыков определяется тем, какие требования при членении приняты за основные. Возможно совмещение конструктивных, эксплуатационных и технологических разъемов и стыков, что способствует уменьшению массы конструкции за счет сокращения их общего числа.

При членении учитывают также требования, обусловленные необходимостью улучшения летно-тактических характеристик самолета и общими тенденциями развития авиационной техники. Например, увеличение монолитности конструкции деталей и сборочных единиц, создание «интегральных» конструкций агрегатов без эксплуатационных разъемов приводит к уменьшению числа стыков и деталей крепления. При этом улучшаются массовые характеристики самолета. Большая монолитность конструкции, также как и мелкое членение, могут быть при определенных условиях неэффективными с точки зрения технологических, экономических или организационных требований. Оптимальное членение конструкции должно определяться на основе технико-экономических расчетов с учетом конкретных условий производства.

Технологические разъемы и стыки, расчленяют агрегаты на более мелкие сборочные единицы – отсеки, секции и узлы [3].

От характера членения зависит выбор конструкции деталей, методов и средств их сборки, способов соединения деталей и узлов, схемы герметизации топливных и воздушных отсеков, а в случае сварной конструкции – порядок сварки замыкающих швов.

Членение агрегатов на отсеки, секции и узлы – важнейшее технологическое требование к конструкции. Расчлененная конструкция обеспечивает:

а) расширение фронта работ при проектировании технологических процессов и средств оснащения, что сокращает сроки и трудоемкость подготовки производства;

б) комплексную механизацию и автоматизацию процессов выполнения соединений, что приводит к повышению их качества, росту производительности труда и улучшению условий труда;

в) наилучшие условия для контроля качества основной массы соединений;

г) расширение фронта работ путем организации параллельной сборки отсеков, секций и узлов, что сокращает цикл сборочных работ;

д) транспортировку и ремонт агрегатов и отсеков.

При решении вопросов членения агрегатов учитываются возможность применения прогрессивных методов сборки, характеристики технологического оборудования, наличие и удобство подходов для выполнения сборочного процесса, программа выпуска изделия.

Технологическое членение фюзеляжа без конструктивно-технологических разъемов на отсеки определяется назначением отдельных частей фюзеляжа с учетом постоянства закона формообразования поверхности в пределах одного отсека, а также требованиями качественной и нетрудоемкой стыковки крыла и оперения с фюзеляжем. Для обеспечения стыковки крыла и фюзеляжа необходимо предусмотреть два технологических стыка, расчленяющих фюзеляж на носовую часть (Ф1), центроплан (ЦП) и хвостовую (Ф2) часть. Необходимость дополнительного членения фюзеляжа на отсеки определяется его конструкцией и принятой организацией производства, учитывающей программу выпуска изделия.

Членение отсеков фюзеляжа на секции определяется габаритными размерами листов обшивки, характеристиками оборудования для выполнения соединений и принятой схемой сборки отсеков.

Членение сварных агрегатов должно обеспечивать свободные подходы к месту сварки, позволяющие автоматизировать и механизировать трудоемкие работы под подготовке кромок и поверхностей, а также процесс сварки.

Под панелированием понимается технологическое членение агрегатов, отсеков и секций на сборные или монолитные панели [3].

Сборные панели состоят из обшивки и силовых элементов каркаса. Монолитные панели представляют собой монолитные детали – литые, прессованные, катаные, локально-штампованные и др.

При разработке схемы панелирования агрегатов необходимо учитывать сортамент листов, прессованных панелей и катаных плит (длину и ширину), поставляемых промышленностью; характеристики металлорежущего и заготовительно-штамповочного оборудования (фрезерного, гибочного, обтяжного

и др.); характеристики оборудования для выполнения клепаных и сварных соединений (сверлильно-зенковальных установок, прессов, сверлильно-клепальных автоматов, сварочных машин и автоматов и др.).

Определение габаритных размеров панелей – первая задача при выборе схемы панелирования. Второй задачей является определение состава элементов внутреннего силового набора, вынесенного на обшивку. Для агрегатов, имеющих сборные панели, может быть несколько вариантов решения этой задачи (рисунок 8.3.).

В случае членения агрегатов на панели, включающие только обшивку и стрингеры, существенно ухудшаются условия механизации процессов соединения панелей со шпангоутами и нервюрами при сборке агрегата. Эффективность варианта панелирования, при котором панели содержат большое число поясов силовых шпангоутов или нервюр, снижается из-за трудоемкой стыковки этих элементов при сборке агрегата. Наилучшие технико-экономические показатели во многих случаях обеспечиваются при членении агрегатов на панели, включающие обшивку, стрингеры, части не силовых шпангоутов или нервюр.

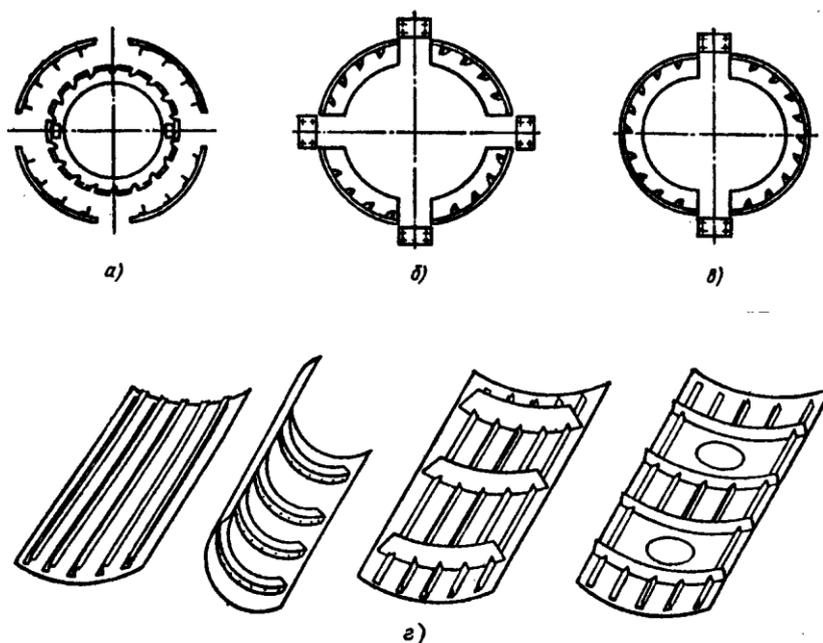


Рисунок 8.3 – Варианты панелирования фюзеляжа:

- а – панели из обшивки и стрингеров;
- б – панели из обшивки, стрингеров и частей шпангоутов;
- в – панели из обшивки, стрингеров и половинок шпангоутов;
- г – типовые панели фюзеляжа

Выбор оптимальной схемы панелирования в каждом конкретном случае должен производиться путем комплексного расчета основных технико-экономических показателей производства (уровня механизации, трудоемкости, затрат на оснастку) по каждому варианту.

9 СТРУКТУРА САМОЛЕТОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ И ПОНЯТИЯ О ТЕХНОЛОГИИ САМОЛЕТОСТРОЕНИЯ

Любое самолетостроительное предприятие независимо от объема производства включает три группы подразделений:

а) подразделения, перерабатывающие исходные материалы в продукцию предприятия. Эту группу называют основным производством предприятия;

б) подразделения, изготавливающие изделия, необходимые для производства продукции предприятия. Эту группу называют вспомогательным производством предприятия;

в) подразделения, обеспечивающие функционирование подразделений основного и вспомогательного производства. Эту группу называют обслуживающим производством предприятия.

На рисунке 9.1 показана принципиальная схема производственной структуры самолетостроительного предприятия. В зависимости от структуры предприятия образуется и структура производственного процесса предприятия.

Производственный процесс предприятия сложный комплекс первичных процессов основных, вспомогательных и обслуживающих подразделений предприятия, обеспечивающих своевременный выпуск заданной продукции.

Производственный процесс самолетостроительного предприятия подчинен одной цели – выпуску самолета (самолетов) определенного типа требуемого качества и в заданном количестве. Конкретный состав подразделений предприятия, а следовательно, и структура производственного процесса данного предприятия образуются в первую очередь в зависимости от технологического процесса изготовления запущенного в производство самолета.

Структура технологического процесса и особенно его технико-экономические показатели в большой степени зависят от объема производства и программы выпуска изделий.

Объем выпуска изделий – количество изделий определенных наименований, типоразмера и исполнения, изготавливаемых или ремонтируемых объединением, предприятием или его подразделением в течение планируемого времени (ГОСТ 14.004 —74).

Технология самолетостроения – область технологии машиностроения как науки о сущности процессов производства самолетов, о взаимной связи этих процессов и закономерностях их развития.

Создание такого сложного изделия, как самолет, представляло бы чрезвычайно трудную задачу, если бы в процессе эскизного и технического проектирования ею не делили на законченные в конструктивном и технологическом смысле части.

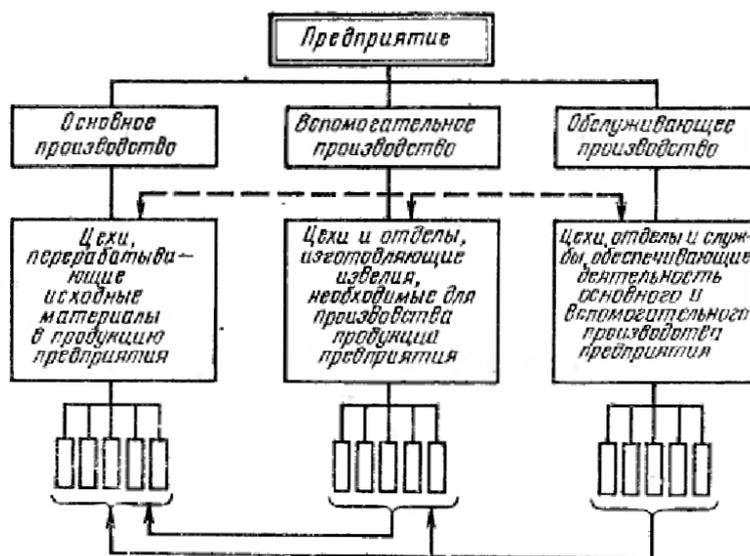


Рисунок – 9.1 – Производственная структура самолетостроительного предприятия: штриховая линия со стрелками – функциональная зависимость структуры вспомогательного и обслуживающего производств от структуры основного производства; сплошные линии со стрелками – зависимость производственной деятельности подразделений вспомогательного производства от потребностей основного производства и деятельности обслуживающего производства, от потребностей основного и вспомогательного производства

В самолетостроении принято делить изделие на агрегаты, отсеки, узлы и детали, часто называемые сборочными единицами.

При этом очередность изготовления деталей определяется последовательностью изготовления частей самолета. В первую очередь необходимо изготовить детали для узлов, входящих в отсеки, во вторую очередь – для узлов, входящих в агрегаты, и для отсеков, в третью очередь – для узлов, входящих непосредственно в планер самолета, и для агрегата и в последнюю очередь – детали, входящие непосредственно в планер самолета.

Во вторую очередь выполняются технологические процессы сборки, монтажа, испытания и регулирования частей самолета в определенной последовательности. Сначала собирают, монтируют, испытывают и регулируют узлы, входящие в отсеки, затем отсеки и узлы, входящие в агрегаты, и только после этого собирают, монтируют и регулируют агрегаты и узлы, входящие непосредственно в планер самолета.

Технологический процесс изготовления самолета завершается сборкой-монтажом его из агрегатов, узлов и соединительных деталей с последующим регулированием и испытанием.

Из этого следует, что изготовление деталей, сборка-монтаж и регулирование-испытание сборных единиц планера в целом диктуются структурой самолета, его рациональным членением – делением на составляющие его части.

Технологический процесс – часть производственного процесса, содержащая действия по изменению и последующему определению состояния предмета производства. Иначе говоря, технологический процесс изготовления самолета представляет собой сложный комплекс взаимодействий оборудования и исполнителей по преобразованию исходных материалов в самолет.

При анализе технологический процесс необходимо рассматривать в двух аспектах: в физическом и функциональном.

В первом аспекте рассматривается физическая сущность процесса – преобразование исходных материалов в изделие по отдельным, частным технологическим процессам.

Частный технологический процесс – часть технологического процесса, представляющая комплекс однородных по физикохимической сущности взаимодействий оборудования и исполнителей.

Во втором аспекте рассматриваются функциональные связи и зависимости составляющих технологического процесса изготовления изделия. Наиболее крупной составляющей любого технологического процесса является технологическая операция.

Технологическая операция – законченная часть технологического процесса, выполняемая на одном рабочем месте.

Степень деления технологического процесса на операции диктуется техническим уровнем, принятыми организационными формами и объемом производства. В зависимости от этих условий технологическая операция может состоять из одного или нескольких частных процессов.

Технологическая операция и частный технологический процесс могут состоять из одного или нескольких переходов.

Технологический переход – законченная часть технологической операции, характеризующаяся постоянством применяемого инструмента и поверхностей, образуемых обработкой или соединяемых при сборке.

Для повышения производительности часто несколько переходов объединяют в один сложный (совмещение переходов). Для сложного перехода характерна одновременная обработка нескольких поверхностей заготовки. Переход, в свою очередь, может состоять из нескольких рабочих ходов.

Программа выпуска изделий – перечень наименований изготавливаемых или ремонтируемых изделий с указанием объема выпуска и срока выполнения по каждому наименованию.

От объема и программы выпуска изделий зависит величина первоначальных затрат на подготовку и освоение производства данного изделия. Очевидно, чем больше объем и программа выпуска изделий, тем большие первоначальные затраты (на приобретение специального или специализированного оборудования и инструмента, на механизацию и автоматизацию процессов и т. д.) будут экономически оправданы. Увеличение первоначальных затрат обеспечивает более высокий технический уровень производства и способствует повышению технико-экономических показателей технологического процесса изготовления изделий.

10 МЕТОДЫ СБОРКИ

Сборка узлов, секций, отсеков и агрегатов может осуществляться различными методами. Метод сборки предопределяет структуру всего технологического процесса сборки, выбор оборудования, уровень качества готовых изделий.

Методы сборки выбирают в зависимости от конструкции самолета. В то же время метод сборки может повлиять на конструкцию, в результате чего конструкцию изменяют в соответствии с требованиями технологии производства. Так было при переходе на реактивную авиацию, когда появилась необходимость для получения аэродинамических обводов высокой точности перейти на новый метод сборки – метод сборки с базированием панелей планера самолета на наружную поверхность обшивки. Для компенсации неизбежных погрешностей расстояний между обшивкой и деталями каркаса потребовалось изменение конструкции и введение специальных элементов конструкции – компенсаторов.

Методы сборки определяют весь комплекс технологической подготовки производства: выбор схем базирования и сборки, а также технологической оснастки, обеспечивающих изготовление деталей и сборку изделий с заданным уровнем взаимозаменяемости и точности; процессы изготовления и монтажа технологической оснастки для производства деталей и сборки изделий.

Конструкция самолета и технология его изготовления находятся во взаимосвязи. Существенные изменения в конструкции, выполненные на основе новейших достижений науки и техники, неизбежно вызывают необходимость использования новых технологических процессов и, наоборот, новые технологические решения позволяют усовершенствовать конструкцию самолета. При этом, как правило, вначале изменяется конструкция самолета, а затем технология. Классификация применяемых методов сборки приведена на рисунке 10.1.

В зависимости от вида сборочных баз применяются три метода сборки совмещением сборочных баз элементов конструкций.

Сборка по базовой детали – процесс, при котором одну из деталей принимают за базовую и к ней в определенной последовательности присоединяют другие детали, входящие в собираемый узел [1]. Этот метод применяется при сборке изделия из жестких деталей, сохраняющих под действием собственного веса свои форму и размеры. При этом входящие в изделие детали разделяют на несколько сборочных групп, каждую из которых собирают по базовой детали, входящей в данную группу. Данный метод сборки применяется при производстве шасси самолета, агрегатов и узлов пневмо- и гидросистем.

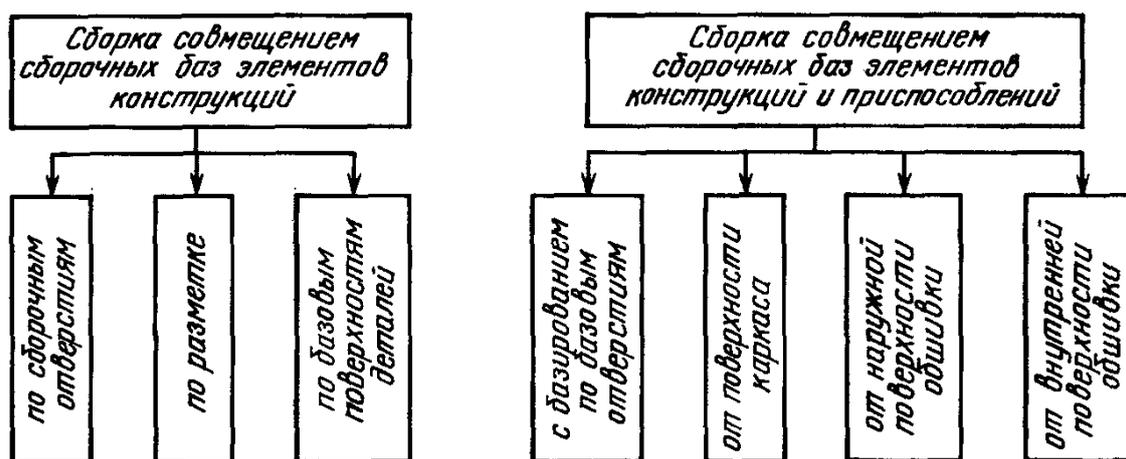


Рисунок 10.1 – Классификация методов сборки

Сборка по разметке – процесс, при котором взаимное положение деталей, входящих в узел, определяют непосредственно измерением расстояний между ними и по рискам, нанесенным на деталях при разметке. Применяется в основном при сборке опытно-экспериментального образца самолёта [1].

Сборка по разметке производится при помощи универсальных слесарных инструментов и приспособлений (струбцин, чертилки, керна, метра, циркуля, ручных и настольных тисков и т. д.). Детали, поступившие на сборку, размечают вручную или фотоконтактным методом (по специальным шаблонам из винипроза).

Установка деталей в сборочное положение по разметке – операция трудоемкая и длительная. Взаимозаменяемость узлов и панелей при сборке с разметкой практически невозможна.

Небольшие затраты на оснастку и сравнительно малый цикл подготовки производства позволяют применять указанный метод в опытных и мелкосерийном производствах для сборки плоских узлов и цилиндрических панелей.

Сборка по сборочным отверстиям (СО) – процесс, при котором сборка осуществляется путем совмещения взаимосогласованных отверстий, выполняемых при изготовлении сопрягаемых деталей. В эти отверстия на период сборки вставляются фиксаторы, технологические болты или технологические заклепки с последующим окончательным соединением деталей (рисунок 10.2) [3].

Базирование по СО возможно, когда допуски на обводы или взаимное положение деталей больше погрешностей процесса сборки.

Сборка с базированием от поверхности каркаса – процесс, при котором базой для устанавливаемых обводообразующих элементов являются обводы деталей ранее собранного каркаса [1].

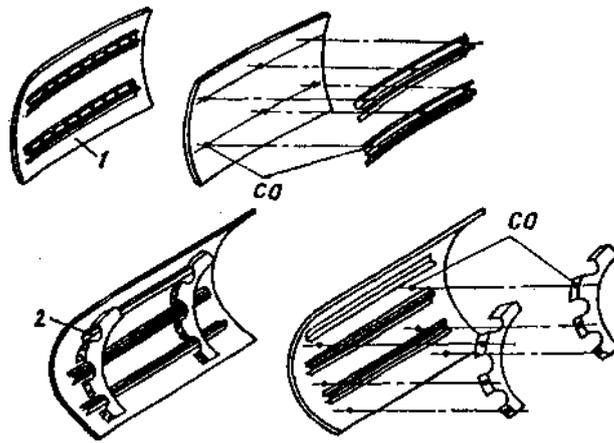


Рисунок 10.2 – Сборка панелей по СО:

1 – панель с продольным набором; 2 — панель с продольным и поперечным наборами

При таком способе базирования обшивка или панель устанавливается внутренней поверхностью на опорные поверхности собранного каркаса и прижимается рубильниками, лентами или шнурами. В этом случае погрешности обводообразующих элементов каркаса полностью переносятся на обводы окончательно собранного изделия. Поэтому необходимо добиваться наибольшей точности обводов при сборке каркаса, так как при установке обшивки или панели невозможно исправить образовавшиеся погрешности.

Существует несколько вариантов этого метода базирования (рисунок 10.3). На рисунке 10.3, а, показан случай, когда панель с элементами продольного набора устанавливается на каркас и прижимается силами $N-N$ к его поверхности. На рисунке 10.3, б, на каркас устанавливается обшивка, а на рисунке 10.3, в – монолитная панель. На рисунке 10.3, г, показан пример базирования по каркасу, когда обшивка присоединяется к каркасу при помощи клея или припоя (пайка).

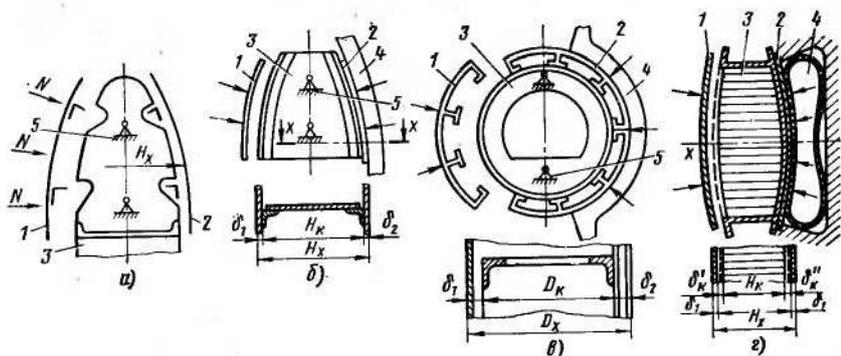


Рисунок 10.3 – Схемы базирования по поверхности каркаса:

1 – обшивка (панель) до установки на каркас; 2 – обшивка (панель), установленная на каркас; 3 – каркас; 4 – элементы сборочного приспособления, прижимающие обшивку к каркасу (стрелками показано направление прижима);
5 – фиксация каркаса в сборочном приспособлении

Рассмотренные варианты базирования по поверхности каркаса показывают, что отклонения H_x в точности обвода изделия зависят от точности образования обводов каркаса, отклонений по толщине обшивок и толщине слоя связующего вещества (клея или припоя).

Если поверхность каркаса волнистая, это проявляется и на внешних обводах обшивки. Объясняется это тем, что жесткость каркаса больше жесткости обшивки, прижимаемой к нему силами $N - N$. После того как собираемое изделие извлекается из приспособления, обшивка, присоединенная к каркасу, не возвращается в исходное положение.

Базирование от поверхности каркаса применяется при сборке агрегатов самолетов легкого и среднего классов, отсеков не панелированной конструкции, состоящих из монолитных и сборных нервюр и шпангоутов.

Сборка с базированием от наружной поверхности обшивки – процесс, при котором базой для устанавливаемых обводообразующих элементов являются опорные поверхности приспособлений, выполненные по наружной поверхности обшивки. Этим способом собираются большинство отсеков с помощью стапелей с откидными рубильниками [1].

На рисунке 10.4 приведены различные варианты такого метода базирования. Схема, приведенная на рисунке 10.4, а, показывает, что панель прижимается силами Q к обводам рубильников 4. В этом положении панель соединяется с элементами каркаса 3. После постановки заклепок 5 наружный обвод обшивки соответствует внешнему обводу агрегата. Размер H_x по внешнему обводу в рассматриваемом сечении равен размеру приспособления

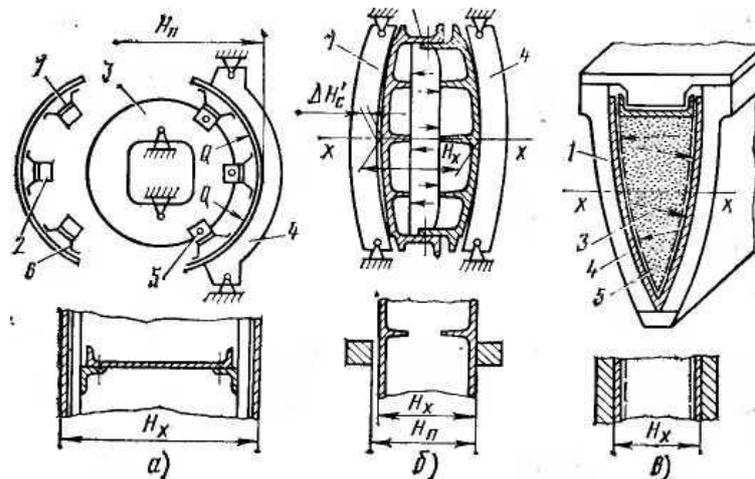


Рисунок 10.4 – Схемы базирования по наружной поверхности обшивки:
 а – листовая конструкция; б – конструкция из монолитных панелей;
 в – конструкция с самовспенивающимся наполнителем; 1 – панель (обшивка);
 2 – компенсатор; 3 – каркас; 4 – рубильники (ограничительные плиты) приспособления; 5 – соединяющий элемент (заклепка, болт, клей); 6 – стрингер

Сборка с базированием от внутренней поверхности обшивки – процесс, при котором базируемая обшивка или панель устанавливается внутренней поверхностью на базовые поверхности сборочного приспособления или на поверхности специальных макетных элементов – нервюр, шпангоутов и др. Сущность этого метода сборки заключается в образовании технологического каркаса с помощью силовых элементов агрегата и макетных элементов. Так, при сборке агрегатов крыла и оперения, состоящих из лонжеронов балочного типа, панелей с продольными элементами каркаса, стыковых нервюр с обводом по внутреннему контуру обшивки и промежуточных нервюр, соединяемых с панелями компенсаторами, рациональной является следующая схема сборки [1].

Панель устанавливается в сборочное положение, опираясь внутренней поверхностью на базовые поверхности сборочного приспособления или на поверхности специальных макетных нервюр (рисунок 10.5).

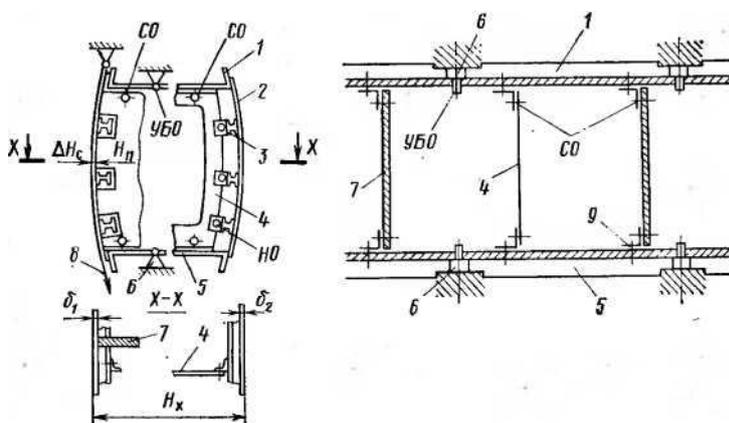


Рисунок 10.5 – Схема базирования по внутренней поверхности обшивки

Сборка по базовым отверстиям (БО) – процесс, при котором взаимное положение устанавливаемых элементов конструкций определяется совмещением отверстий в деталях и элементах сборочного приспособления [3].

БО располагаются на базовых осях подборок или на расстояниях, кратных 25...50 мм. Система БО позволяет применять единые базы при обработке деталей и сборке узлов и агрегатов. Кроме того, эта система может быть использована в качестве базы при монтаже бортового оборудования.

Базирование по БО наиболее целесообразно применять при сборке узлов, панелей, отсеков и агрегатов средних, тяжелых и сверхтяжелых самолетов.

Сборка по БО универсальна и хорошо сочетается с другими методами сборки. Так, при сборке панелей и секций фюзеляжа применяется комбинированная схема базирования, при которой верхние панели собираются с установкой обводов шпангоутов по БО, указанная база сохраняется и в стапеле сборки

отсека; боковые панели собираются с установкой обводов шпангоутов по БО, в качестве установочной базы на сборке отсека используются обводы и БО.

При сборке силовых и базовых узлов рациональной является следующая схема базирования:

- формирование внешнего обвода узла с базированием обводообразующих элементов по поверхности приспособления;
- образование новых БО по кондукторам приспособления;
- установка узла по БО на сборке агрегата.

Сборочные приспособления обеспечивают требуемое взаимное положение собираемых деталей, определенное положение обрабатывающего инструмента относительно детали, придание формы недостаточно жестким деталям и узлам в процессе сборки. При этом создаются следующие преимущества по сравнению со сборкой по разметке:

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

Этим и объясняется широкое применение сборочных приспособлений на серийных заводах при производстве самолетов и вертолетов.

В самолетостроении при сборке узлов и агрегатов в приспособлениях применяют специфические способы базирования, которые во многом зависят от месторасположения и назначения собираемых деталей в изделии. Так, при базировании деталей, определяющих внешние обводы агрегатов, в качестве баз используют поверхности деталей каркаса и обшивки, координатно-фиксирующие отверстия (КФО), а при базировании стыковых узлов и узлов крепления оборудования к элементам планера – отверстия под стыковые болты (ОСБ).

Сборка с базированием по КФО – процесс, при котором детали поперечного набора каркаса устанавливаются в приспособлении и фиксируют их по специальным координатно-фиксирующим отверстиям – КФО на период соединения обшивки (панели) с деталями каркаса. Такие детали (шпангоуты, нервюры) поступают на сборку с просверленными в них координатно-фиксирующими отверстиями (КФО), такие же отверстия имеются и в элементах сборочного приспособления [1].

В процессе сборки детали 1 поперечного набора каркаса – шпангоуты – устанавливают в вилки 2 сборочного приспособления и фиксируют по КФО фиксаторами 3 (рисунок 10.6). Затем части шпангоута соединяют между собой накладками 4 при помощи заклепок или болтов. На подготовленный таким образом каркас устанавливают панель 5 с продольным набором. Панель прижимают силой к каркасу с помощью лент 6 (или другим способом) и затем соединяют панель со шпангоутами.

При этом методе базирования сборка производится в приспособлениях упрощенной конструкции, не имеющих рубильников и ложементов.

Точность получаемых обводов, как и при базировании по каркасу, зависит от точности обводов каркаса, точности расположения КФО в деталях и элементах сборочной оснастки и точности обшивки по толщине.

Положение КФО в деталях выбирают кратным 50 мм относительно осей изделия.

Сверление и разделка КФО в деталях каркаса выполняется в заготовительно-штамповочных цехах по кондукторам или на специальном разметочном столе с системой плаз-кондукторных отверстий и линеек.

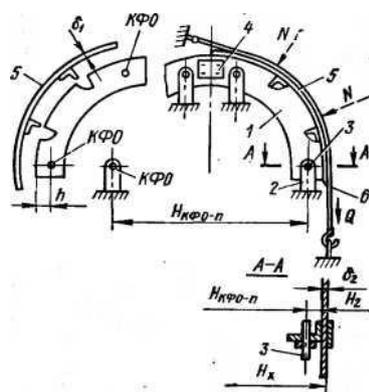


Рисунок 10.6 – Базирование по КФО:

1 – шпангоут; 2 – вилка; 3 – фиксатор; 4 – накладка; 5 – панель; 6 – лента

Метод базирование по отверстиям под стыковые болты (ОСБ) предполагает совпадение отверстий под стыковые болты в деталях самолета с базовыми отверстиями в плитах приспособления и последующее соединение деталей, образующих стык с элементами каркаса.

11. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ СБОРКИ

11.1 Особенности проектирования технологических процессов сборки в самолётостроении

В процессе разработки ТД при проектировании технологических процессов сборки изделия определяются все данные, необходимые для выполнения сборочных работ:

а) выбираются схемы сборки и базирования, схемы обеспечения точности и взаимозаменяемости;

б) разрабатываются технические условия на поставку элементов изделия на сборку; определяется состав и последовательность выполнения этапов сборки, операций и переходов; выбирается состав оборудования, инструмента и оснастки;

в) определяется состав и квалификация исполнителей; рассчитываются нормы времени, расценки и режимы операций; вычисляется трудоемкость и технологическая себестоимость, цикл сборки и т. д.

Сборочные работы в самолётостроении являются многовариантными как по возможному составу и последовательности операций технологического процесса, так и по составу применяемой оснастки, оборудования, инструмента и т. д. Кроме того, сборочные работы органически взаимосвязаны с другими процессами изготовления изделия через технические условия на поставку деталей и сборочных единиц по этапам сборки. Поэтому все задачи проектирования технологических процессов сборки необходимо решать комплексно, с учетом других задач технологической подготовки производства изделия. В этих условиях проектирование оптимальных технологических процессов и оснащения сборки требует большого количества трудоемких вычислений, поэтому для повышения качества и эффективности проектирования следует применять автоматизированное проектирование с использованием САПР.

При сборке самолетов широко применяются технологические процессы различного уровня унификации: стандартные, типовые, унифицированные по составу элементов технологической системы или последовательности сборочных операций. Элементами технологической системы сборочных работ являются оборудование, инструмент, рабочая и контрольно-измерительная оснастка, вспомогательные материалы и т. д.

Содержание процесса проектирования сборочных работ определяется в основном конструктивно-технологическими свойствами собираемого изделия. Для простых сборочных единиц можно непосредственно начинать проектирование рабочего технологического процесса сборки. Для более сложных

сборочных единиц – агрегатов, отсеков, сложных узлов и панелей планера проектирование технологических процессов сборки разделяется на этапы выбора схемы базирования и состава оснащения сборки, определения последовательности выполнения сборочных операций, проектирования рабочего технологического процесса сборки.

На первом этапе решаются следующие задачи:

- выбор схемы базирования элементов сборочной единицы и схемы сборки;
- выбор конструктивной схемы сборочной оснастки;
- выбор схемы обеспечения точности, взаимозаменяемости и схемы увязки технологической оснастки;
- разработка технических условий на поставку деталей и сборочных единиц по этапам сборки (ТУ);
- разработка ТУ на проектирование сборочной оснастки.

На втором этапе решаются такие задачи:

- выбор возможных последовательностей установки элементов сборочной единицы с учетом условий их базирования и доступа к месту установки;
- выбор возможных последовательностей выполнения операций соединения, герметизации с учетом последовательности установки элементов сборочной единицы;
- выбор оптимальной последовательности выполнения всех операций сборки.

На третьем этапе решаются следующие задачи:

- определение состава рабочей оснастки, инструмента, оборудования и вспомогательных материалов;
- определение состава и квалификации исполнителей;
- расчет режимов и нормирование операций сборки;
- расчет технико-экономических показателей и выбор оптимального варианта технологического процесса;
- оформление карт технологического процесса сборки.

При решении указанных задач технологического проектирования требуемый состав и полнота представленных данных о конструктивно-технологических свойствах изделия и свойствах технологической системы весьма различны. Поэтому при проектировании технологии сборки технолог обычно рассматривает не все элементы сборочной единицы одновременно, а выделяет основные элементы конструкции, важные для решения данной задачи. Например, при выборе схемы базирования и сборки кессона крыла (рисунок 11.1) вначале рассматриваются только лонжероны, нервюры и панели. После выбора схемы базирования и сборки основных элементов рассматриваются все

остальные элементы сборочной единицы – способы их базирования и сборки устанавливаются с учетом вариантов сборки основных элементов конструкции.

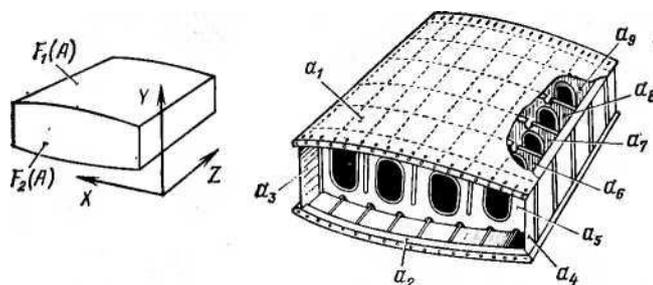


Рисунок 11.1 – Кессон центроплана крыла :

a – основные контуры кессона; $F_t(A)$ – контур аэродинамических обводов, $F_t(A)$ – контур разъема кессона с ОЧК; б – конструкция кессона: a_1, a_2 – панели; a_3, a_4 – лонжероны; a_5, a_6, a_7, a_8, a_9 – нервюры

11.2 Выбор схемы базирования и состава оснащения сборки

В собранном изделии каждый его элемент должен занимать относительно других элементов строго определенное положение. Для выполнения этого условия необходимо достигнуть определенности базирования каждого устанавливаемого элемента изделия, что обеспечивает требуемое качество геометрических контуров конструкции и сборочной единицы в целом [4].

Геометрический контур представляет собой совокупность поверхностей, линий и точек объекта, имеющих определенное функциональное назначение. Например, геометрическими контурами кессона центроплана (рисунок 11.1) будут: контур аэродинамических обводов, контур фланцевого разъема центроплана с ОЧК, контур сопряжения панели с лонжероном и т. д.

Определение всех возможных составов сборочных баз для a_k осуществляется следующим образом:

- Выявляются все контуры элемента a_k , которые могут быть сопряжены с контурами базовых элементов; к числу таких контуров принадлежат поверхности сопряжения с другими элементами сборочной единицы и поверхности, которые можно дополнить базовыми элементами оснастки.
- Выявляются контуры, необходимые для обеспечения определенности базирования элемента a_k .
- Определяются возможные составы сборочных баз для a_k .

Выбор оптимальной схемы базирования при сборке отсека (агрегата) связан с большим объемом вычислений, поэтому его целесообразно осуществлять с применением ЭВМ. Исходными данными для выбора оптимальной

схемы базирования являются данные о конструктивно-технологических свойствах сборочной единицы и о возможных составах сборочных баз входящих элементов конструкции. Например, для кессона крыла (рисунок 3.1) исходные данные включают в себя: перечень, число, наименование и габаритные размеры узлов и панелей, виды соединений, толщину пакета, число болтов, заклепок, необходимых для соединения узлов и панелей между собой. За критерий оптимальности чаще всего принимается технологическая себестоимость сборки.

Схема сборки сборочной единицы A формируется на основе схемы технологического членения путем введения в эту схему сборочных приспособлений. Основанием для определения конструктивной схемы сборочного приспособления является состав базовых элементов сборочной оснастки в выбранной схеме базирования. Так, если при сборке кессона центроплана используется упомянутая ранее схема базирования $B_i(A)$, то в стапеле сборки кессона должны быть стапельные плиты $я$, и фиксаторы КФО лонжеронов $я_{10}$. После выбора конструктивной схемы сборочного приспособления выбирается схема увязки плазово-шаблонной и эталонной оснастки, необходимой для обеспечения точности и взаимозаменяемости сборочной единицы.

В самолетостроении отсутствует полная взаимозаменяемость деталей в рамках узла или агрегата, вследствие чего, широкое распространение получила сборка по правилу компенсации.

Сборка по правилу компенсации возможна лишь в том случае, когда наряду с соответствующим выбором баз деталей выполняются следующие условия:

- сборка производится в приспособлении, воспроизводящем основной сборочный размер;
- сборочные базы деталей можно совместить с базовыми поверхностями приспособления;
- взаимное расположение установленных в приспособлении деталей можно зафиксировать, соединив их между собой непосредственно или через третью деталь.

Это правило осуществляется путем регулирования размера замыкающего звена одним из следующих методов компенсации погрешностей при сборке.

12 СБОРКА УЗЛОВ И ПАНЕЛЕЙ КЛЕПАНОЙ КОНСТРУКЦИИ

12.1 Типы заклепок и технологический процесс клепки

При сборке узлов, панелей и агрегатов самолетов и вертолетов из легких сплавов клепка до настоящего времени остается наиболее распространенным видом неразъемного соединения, так как она обеспечивает требуемую надежность и ресурс работы агрегатов планера.

В самолето- и вертолетостроении применяется большое количество различных типов заклепок. Для открытых мест конструкции, где возможен двухсторонний подход в зову клепки, применяют обычные стержневые заклепки. При клепке закрытых мест, когда подход к одной из головок заклепок невозможен, применяют специальные заклепки для односторонней клепки.

Обычные – стержневые заклепки изготавливают из легких сплавов и сталей с потайными или выступающими закладными головками.

Наиболее распространенные типы заклепок приведены на рисунке 12.1. Все применяемые в самолетостроении заклепки стандартизированы, имеют шифр, указывающий форму закладной головки, марку материала, диаметр и длину.

Заклепки из алюминиевых сплавов имеют предел прочности на срез $\tau = 180 \dots 280$ МПа, стальные заклепки – $\tau = 350 \dots 500$ МПа.

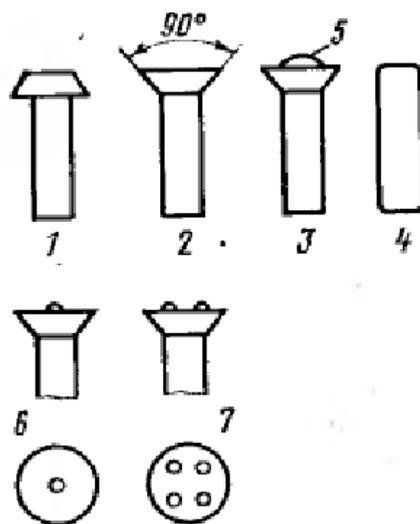


Рисунок 12.1 – Виды заклепок:

1 – с плоской закладной головкой – ЗП; 2 – с потайной закладной головкой ЗУ – 90° или ЗУ – 190°; 3 – с компенсатором ЗУК; 4 – стержневая; 5 – компенсатор; 6 – маркировка материала Д 18 на головке заклепки; 7 – маркировка материала Д19П на головке заклепки

Заклепки из сплавов В65 и Д18П термически обрабатываются один раз при изготовлении и ставятся в конструкцию после естественного старения. Заклепки из термически стойкого сплава Д19П ставятся в конструкцию в свежезакаленном состоянии не позднее 2 часов после закалки и их применяют только в тех конструкциях, которые нагреваются в процессе полета. В соединениях обтекаемых воздушным потоком, обычно применяются заклепки с потайными головками. На современных самолетах такие заклепки составляют примерно 65 ... 70 % от общего количества заклепок в самолете.

Технологический процесс клепки, состав операций и их последовательность во многом определяются требованиями обеспечения ресурса и герметичности, типом заклепок, методом сборки. Рассмотрим этот процесс на примере выполнения потайного негерметичного шва по следующим операциям (рисунок 12.2):

I – образование отверстия диаметром d_0 под заклепку. Отверстие под заклепку можно получить сверлением или пробивкой;

II – образование гнезда под головку потайной заклепки под размер $h_{з.н}$ зонкованием (при $\delta_1 > h_{п.г}$) или штамповкой листов (при $\delta_1 < h_{п.г}$);

III – вставка заклепки в отверстие; после вставки стержень заклепки должен выступать на размер l_3 . Из выступающей части стержня образуется замыкающая головка заклепки;

IV – образование замыкающей головки заклепки размером $h_{з.г}$ прессованием или ударом. При образовании замыкающей головки прессованием вначале пакет сжимается силой Q , а затем усилием P осаживается стержень и образуется замыкающая головка размером $h_{з.г}$. При достижении размера $h_{з.г}$ срабатывает система микровыключателей, и прессование прекращается. В случае клепки ударом с помощью пневматического клепального молотка высота замыкающей головки $h_{з.г}$ определяется рабочим-клепальщиком по интуиции, выработанной длительной тренировкой;

V – снятие путем механической обработки излишнего материала для получения требуемой величины выступания Δh (операция выполняется для швов, к которым предъявляется высокая степень точности);

VI – контроль выступания потайных головок и размеров замыкающих головок заклепок.

Каждая из перечисленных операций процесса клепки выполняется на специальном рабочем месте – станке, прессе; при автоматической клепке операции I ... V осуществляются на одном сверлильно-клепальном автомате.

При раздельном выполнении операций качество работы в значительной степени зависит от состояния оборудования и квалификации исполнителей. При таком методе работы после каждой операции контролируют ее качество.

При автоматической клепке выполнение отдельных операций и переходов контролируется при наладке – настройке автомата. Независимо от того,

как производится процесс клепки, на отдельных видах оборудования или в комплексе на одном автомате, соединение контролируют в законченном виде на узле панели или агрегате (см. рисунок 12.2, VI).

Технологический процесс клепки конструкций из композиционных материалов (КМ) включает в себя известную последовательность операций: образование отверстий и гнезд, вставку заклепок, образование замыкающих головок, контроль. Однако специфические свойства КМ – гетерогенность структуры, малое относительное удлинение при разрушениях, значительное абразивное воздействие армирующих волокон – существенно изменяют процесс резания и формообразования заклепок при выполнении клепаных соединений. Поэтому для обеспечения требуемого качества клепаных соединений КМ технологический процесс, оборудование, инструмент, заклепки проектируются с учетом особенностей механических свойств КМ.

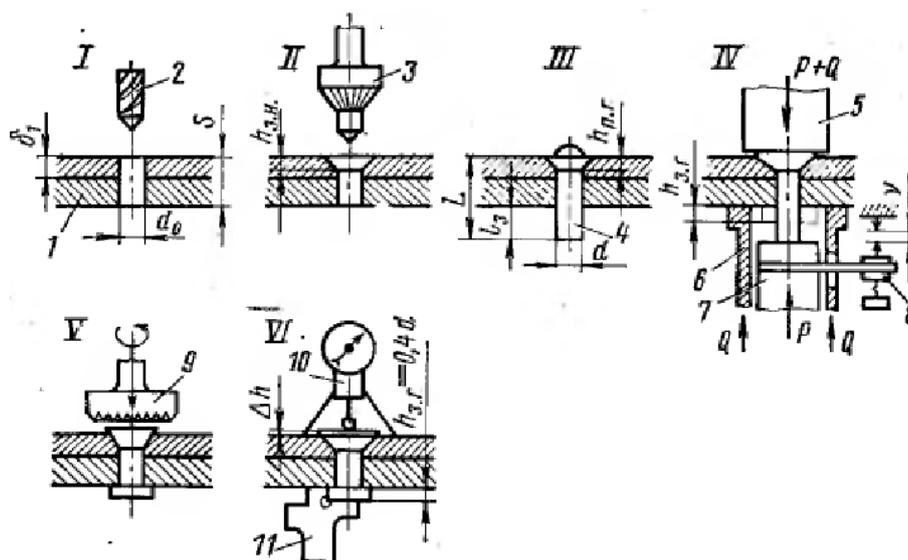


Рисунок 12.2 – Операции процесса клепки:

- 1 – склепываемый цакет; 2 – сверло; 3 – зенковка; 4 – заклепка Я УК; 5 – верхний пуансон; 6 – прижим; 7 – нижний пуансон; 8 – система микровыключателей; 9 – торцевая фреза; 10 – индикатор с подставкой; 11 – шаблон

Отверстия для заклепок в соединяемых деталях сверлят или пробивают. Наиболее распространенным способом является сверление отверстий, так как при этом они получаются более качественными. Прочность заклепочных соединений с пробитыми для заклепок отверстиями меньше, чем таких же соединений со сверленными отверстиями.

Для повышения прочности заклепочных соединений с пробитыми для заклепок отверстиями необходимо пробивать отверстия меньшего по диаметру размера, а затем рассверливать или протягивать их до требуемого размера. При сверлении отверстий для заклепок сверло должно быть по размеру

диаметра на 0,1 ... 0,2 мм больше номинального диаметра заклепки. Это позволяет легко вставлять заклепку в отверстие и обеспечивает хорошее заполнение отверстия стержнем заклепки.

Сверление отверстий производится несколькими способами, которые отличаются применяемым инструментом и оборудованием, условиями подхода в зону сверления, методом координации сверла по центру отверстия и т.д.

Процесс клепки заключается в осаживании выступающей части стержня заклепки и формировании из него замыкающей головки требуемой формы. В самолетостроении наиболее распространенной является плоская форма замыкающей головки заклепки.

Общая длина заклепки L , необходимая для соединения пакета толщиной S , определяется из соотношения:

$$L = S + l_3,$$

где l_3 – припуск на замыкающую головку. По нормалям $l_3 \approx 1,3d$.

Образование замыкающей головки происходит методом прессования или ударом. При прессовой клепке применяют клепальные прессы или автоматы, а при ударной – пневматические клепальные молотки.

Прессовая клепка характеризуется тем, что замыкающая головка заклепки формируется при равномерном сжатии стержня. Прессовую клепку различают одиночную и групповую. При одиночной клепке за один ход прессы расклепывается одна заклепка, а при групповой несколько.

Клепальные прессы по эксплуатационному признаку разделяются на стационарные и переносные.

Возможность применения того или иного типа прессы зависит от подходов к месту клепки, диаметра расклепываемых заклепок, размеров узлов и панелей и других конструктивных и технологических факторов. В промышленности применяется большое количество различных прессов для групповой и одиночной клепки.

Клепальные автоматы. Общее оперативное время процесса клепки представляет собой сумму оперативных времен входящих в него операций, т. е.

$$T_{\text{оп}} = T_{\text{оп. с}} + T_{\text{оп. з}} + T_{\text{оп. в}} + T_{\text{оп. к}},$$

где $T_{\text{оп}}$ – полное оперативное время, затрачиваемое на постановку заклепки; $T_{\text{оп. с}}$, $T_{\text{оп. з}}$, $T_{\text{оп. в}}$, $T_{\text{оп. к}}$ – оперативное время соответственно на сверление и зенкование отверстий, вставку заклепок и образование замыкающей головки заклепки, на контроль.

Уменьшать оперативное время клепки ($T_{\text{оп}}$) можно путем автоматизации и механизации отдельных операций или комплексно по всем операциям.

При частичной автоматизаций, когда из всех операций процесса производительность повышается только по одной (двум), общая производительность процесса клепки изменяется незначительно.

Для более значительного повышения производительности клепальных работ необходима комплексная автоматизация процесса одновременно по всем входящим в него операциям. Эта задача решается путем создания и внедрения в производство клепальных автоматов.

Цикл работы автомата включает в общем случае следующие элементы: выравнивание поверхности изделия относительно оси инструментов; сжатие пакета; образование отверстия и гнезда под заклепку; вставку заклепки; образование замыкающей головки; фрезерование потайной головки; отвод инструментов в исходное положение.

Последовательность и продолжительность выполнения элементов цикла программируются применительно к каждому типу автомата с учетом размеров и конфигурации склепываемого изделия. Клепальные автоматы оснащаются клепальными головками. Каждая клепальная головка, в свою очередь, оснащается одним или несколькими бункерами, что позволяет в зависимости от толщины склепываемого пакета производить клепку заклепками различной длины без переналадки автомата.

Конструктивно клепальные автоматы выполняются в различных компоновках в зависимости от исходного полуфабриката (заклепки, стержня) и схемы процесса клепки.

Клепальные молотки применяются при клепке непосредственно в сборочных приспособлениях и при стыковке отсеков и агрегатов на участках внестапельной сборки. Однако следует иметь в виду, что клепка пневматическими молотками имеет ряд недостатков. Наиболее существенными из них являются: шум при работе, возникновение болезненных ощущений (вибрационная болезнь). Проводимые мероприятия по улучшению конструкций молотков (применение виброгасящих устройств и глушителей шума) приводят к некоторым улучшениям условий труда клепальщиков, но не устраняют полностью неприятные ощущения при работе.

Современные тенденции в совершенствовании процессов клепки связаны, в первую очередь, с созданием процессов клепки, обеспечивающих плотное заполнение гнезда и отверстия телом заклепки, и обеспечением гарантированного натяга заклепок в течение всего срока эксплуатации.

При передаче усилия через клапанный шов в материале листа возникают напряжения, которые распределены неравномерно по ширине листа. В зоне отверстия эти напряжения имеют наибольшую величину и являются источником образования трещин и разрушения соединения при работе в условиях переменных нагрузок. Существует несколько технологических методов снижения наибольшего напряжения – концентрации напряжения: упрочнение стенок отверстия в детали, повышение чистоты поверхности при образовании отверстия, снятие и упрочнение фасок на кромках отверстия. Наиболее эффективным методом является упрочнение материала – стенок отверстия.

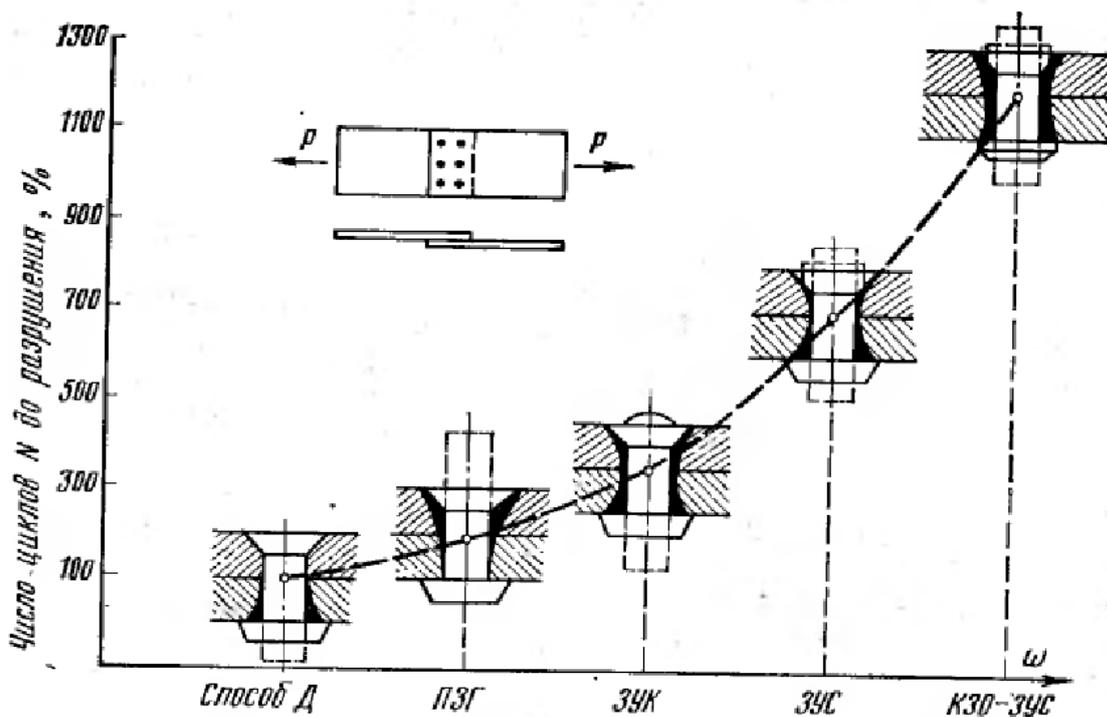


Рисунок 12.3 – Выносливость потайных клепаных соединений, выполненных различными способами

При выполнении клепаных соединений упрочнение отверстия производят за счет деформации листа – увеличения диаметра отверстия стержнем заклепки.

В процессе образования замыкающей головки заклепки стержень увеличивается в диаметре и увеличивает диаметр отверстия, т. е. упрочняет материал детали в зоне отверстия под заклепку.

В практике самолетостроения применяется несколько способов клепки, имеющих различную степень упрочнения и соответствующую ей выносливость соединений.

На рисунке 12.3 приведен график, показывающий характер упрочнения при различных способах клепки.

При постановке обычных потайных заклепок способом Д упрочняется и основной лист со стороны замыкающей головки; выносливость при этом способе клепки условно принята за 100 %.

Способ ПЗГ (потайная замыкающая головка) приводит к упрочнению зенкованного листа и дает некоторое повышение выносливости при разрушении соединения при вибрационных нагрузках по зенкованному листу. Заклепки с компенсатором (ЗУК) и стержневые (ЗУС) обеспечивают более равномерное упрочнение соединяемых деталей и приводят к значительному повышению выносливости. Наибольшее и практически равномерное упрочнение по толщине деталей возможно получить при клепке КЗО-ЗУС. При

этом способе клепки образование головок заклепок происходит в замкнутом объеме.

В целях предотвращения возникновения заусенцев и образования наплывов по кромкам отверстий при клепке повышенным давлением (КЗО, ПЗГ и др.) следует предусмотреть предварительное сжатие пакета усилием, соизмеримым с необходимым усилием для образования замыкающей головки. Оборудование для клепки в этом случае оснащается специальными прижимами, а обжимки для образования замыкающих головок профилируются в соответствии с типом заклепок.

Особенностью напряженно-деформированного состояния клепаных соединений КМ является возрастание концентрации напряжений около отверстий при действии технологических начальных напряжений и, как следствие, снижение прочности и долговечности соединений.

Поэтому в отличие от клепаных соединений металлических конструкций основным направлением повышения качества клепаных соединений КМ является создание и разработка технологии мало-деформационной клепки. В основе малодеформационных процессов клепки КМ лежит использование специальных заклепок переменной жесткости, ограничивающих элементов, а также способов клепки, обеспечивающих локализацию пластических деформаций в области замыкающей головки заклепки. Такими способами являются клепка давлением с раскаткой, клепка с наложением ультразвуковых колебаний, клепка с нагревом.

Реализация технологии мало-деформационной клепки позволяет существенно повысить ресурс клепаных соединений КМ. При использовании пресовой или ручной ударной клепки целесообразно использовать заклепки переменной жесткости с шайбами под замыкающими головками. При клепке конструкций с двухсторонним потайным швом целесообразно использовать заклепки переменной жесткости. Для сравнительно тонких пакетов, имеющих двухсторонний потайной шов, следует применять специальные переходные втулки и сплошные заклепки из высокопрочных сплавов.

12.2 Специальные заклепки

Кроме описанных ранее типов заклепок в самолетостроении применяют и специальные – заклепки с высоким сопротивлением срезу и заклепки для односторонней клепки.

Технология клепки такими заклепками и применяемый на некоторых операциях и переходах инструмент несколько отличаются от рассмотренных ранее.

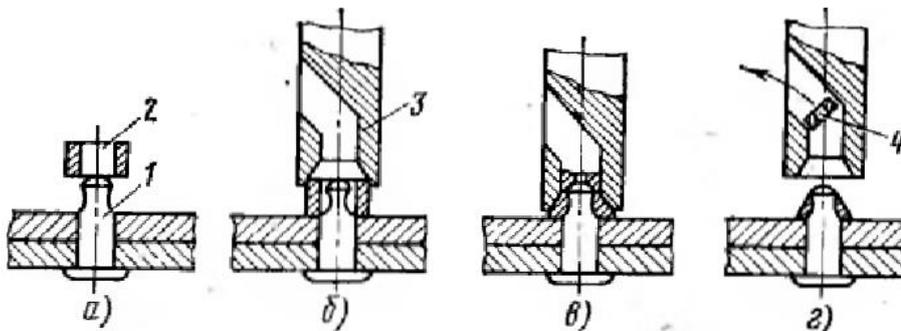


Рисунок 12.4 – Схема технологического процесса постановки заклепок с высоким сопротивлением срезу:

- а – установка заклепки в отверстие; б – надевание кольца; в – обжатие кольца;
 г – заклепка после обжатия кольца; 1 – стержень заклепки; 2 – кольцо;
 3 – обжимка; 4 – отход (излишний материал)

Заклепки с высоким сопротивлением срезу применяются в заклепочных соединениях, воспринимающих большие срезающие усилия. В таких соединениях прочность на срез заклепок из легких сплавов недостаточная, а при использовании обычных стальных заклепок их необходимо перед постановкой в отверстие нагреть, что значительно усложняет выполнение работ.

Заклепка с высоким сопротивлением срезу состоит из двух частей: стержня из стали 30ХГСА и кольца 2 из алюминиевого сплава Д18 (рисунок 12.4). Один конец стержня заклепки высажен в закладную потайную или плоскую головку, другой имеет специальную кольцевую выточку. Стержень заклепки термически обработан до $\sigma = 1250$ МПа и отшлифован.

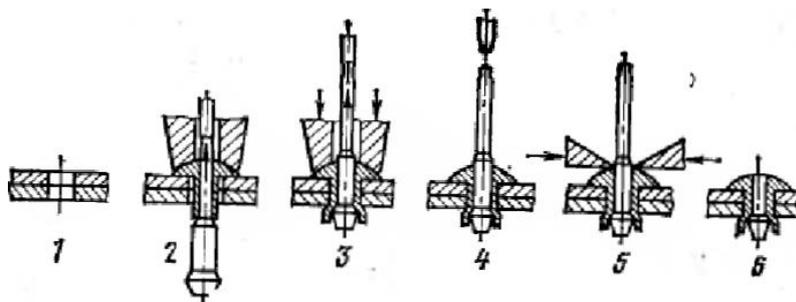


Рисунок 12.5 – Схема технологического процесса постановки заклепок с сердечником:

- 1 – сверление отверстия; 2 – вставка заклепки в отверстие; 3 – образование замыкающей головки; 4 – обрыв сердечника; 5 – удаление выступающей части сердечника; 6 – готовое изделие

Технологический процесс образования соединения заклепками этого типа включает следующие основные операции: сверление, зенкование, развертывание или протягивание отверстий, постановку заклепок в отверстия, установку колец и образование замыкающих головок заклепок. Все эти операции

выполняются на обычном клепальном оборудовании, причем из всех применяемых при клепке инструментов специфической является лишь обжимка 3. Эта обжимка имеет отверстие для выхода излишнего материала после осадки кольца па стержень заклепки.

Заклепки для односторонней клепки применяются в местах, где нет доступа к замыкающей головке заклепки. В таких случаях применяются заклепки с сердечником (рисунок 12.5) или гайкопистоны. Отверстия и гнезда для головок таких заклепок выполняются обычным инструментом.

12.3 Способы герметизации клепаных швов и изделий

В пассажирских и грузовых самолетах и вертолетах герметизируются кабины, приборные и грузовые отсеки. Назначение герметизации – поддержание избыточного давления в кабинах, предотвращение утечки топлива из кессон-баков, защита различных отсеков и агрегатов от проникновения в них агрессивных жидкостей и газов и попадания воды во время дождя.

Утечки воздуха, газов или жидкостей в швах в основном происходят через зазоры между контактными поверхностями листов, между элементами заклепок (стержень, головка) и стенками отверстия в деталях. Уменьшить или полностью устранить утечки можно путем нанесения герметизирующих материалов в зоны утечки и применением плотной посадки заклепки в отверстие. Постановка вместо обычных заклепок с компенсатором и стержневых приводит к значительному повышению герметичности шва. Наибольший эффект в части герметизации швов достигается сочетанием плотной посадки заклепок с последующим нанесением герметизирующих материалов – специальных герметиков.

Герметизирующие материалы имеют адгезию к соединяемым деталям и могут применяться в виде пленок, паст и жидкостей, допускают взаимное перемещение соединяемых деталей без нарушения герметизации. К герметикам предъявляются следующие требования: а) они должны обладать пластичностью, т. е. сохранять герметизирующие свойства при перепадах давлений рабочего тела, деформациях шва, воздействии высокой и низкой температур; б) должны иметь сцепление не менее 0,98 МПа с поверхностями деталей, которое не должно нарушаться при воздействии статических и переменных нагрузок, различных температур, атмосферных явлений и воздуха; газов или топлива; в) не должны оказывать вредного воздействия на людей и вызывать коррозионные процессы в зоне герметизации.

В самолето- и вертолетостроении применяется большое количество разнообразных марок герметиков.

Герметик может быть в виде пастообразной массы, раствора, пасты, жидкости, ленты или ткани, пропитанной герметиком.

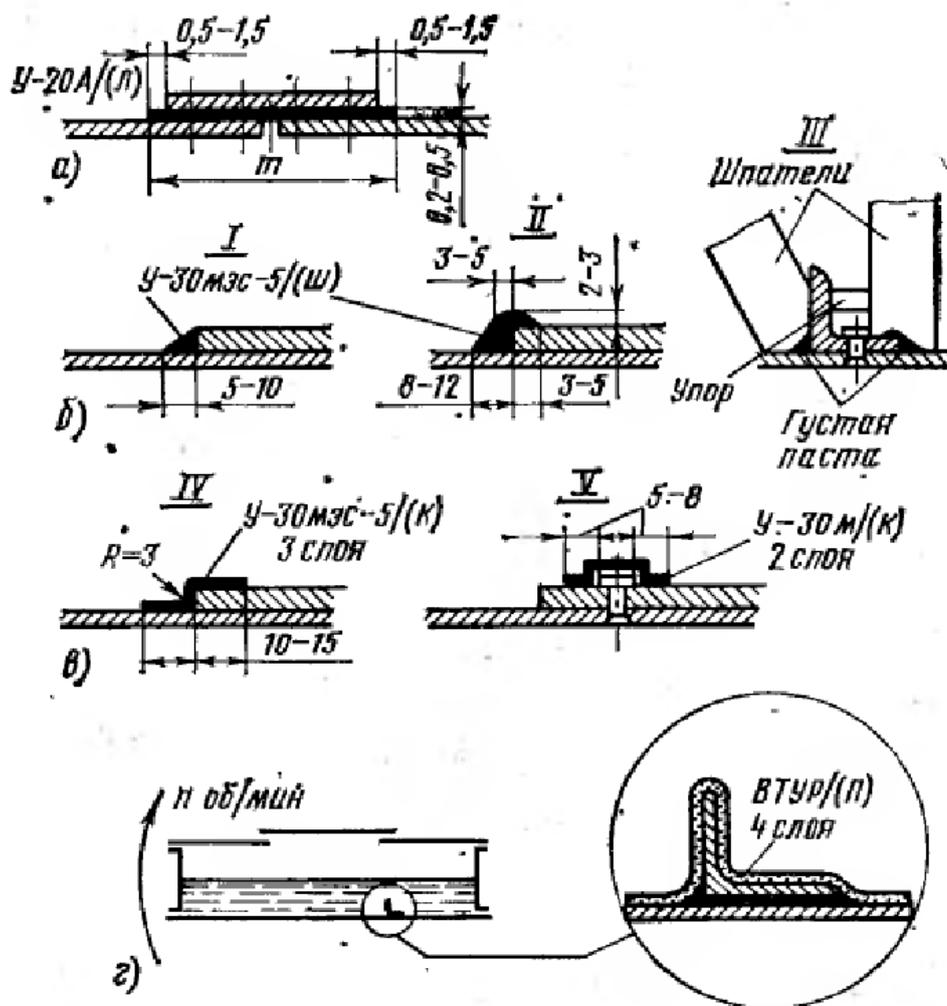


Рисунок 12.6 – Зона герметизации швов и способы нанесения герметика
 а – укладка ленты; б – нанесение пасты шпателем; в – нанесение герметика кистью;
 г – нанесение герметика поливом: I – обычный жгут; II – жгут с напылом;
 III – форма шпателей для нанесения жгутов; IV – местная герметизация стыка;
 V – местная герметизация заклепки (болта)

Состояние герметика зависит от количества входящих в него компонентов и определяет способ его нанесения и применяемого при этом инструмента и оборудования.

Герметизация клепаного шва осуществляется одним из следующих способов:

- внутришовной герметизацией, при которой герметики прокладываются между соединенными деталями (см. рисунок 12.6, а);
- поверхностей герметизацией, когда герметик наносится на внутреннее (не обтекаемые воздушным потоком) поверхности соединяемых деталей (см. рисунок 12.6, б, в);
- смешанной герметизацией, включающей внутришовную, поверхностную и герметизацию поливом (см. рисунок 12.6, г).

При внутришовной герметизации операции по сборке, кленке и герметизации чередуются между собой, что в значительной степени усложняет и удлиняет процесс сборки изделия. При поверхностной герметизации изделие (панель отсека) сначала полностью собирают, клепают, контролируют, а затем герметизируют. Этот процесс имеет меньшую трудоемкость и цикл сборки. Смешанный способ герметизации является наиболее трудоемким и дорогим и применяется главным образом при изготовлении емкостей для топлива, к которым предъявляются повышенные требования по герметизации.

Процесс герметизации протекает в следующей последовательности:

- внутришовная герметизация по схеме рисунок 12.6, а;
- поверхностная герметизация по схеме рисунок 12.6,б;
- герметизация поливом по схеме рисунок 12.6, г.

При таком методе нанесение всех слоев герметика занимает 180 ч, а суммарная выдержка на воздухе в процессе герметизации (сушка отдельных слоев) 230 ч, таким образом общий цикл работ по герметизации кессона-бака крыла длится 410 ч.

Сократить трудоемкость герметизации и время выдержки можно механизацией работ и принудительной сушкой слоев герметика путем нагрева (горячим воздухом, электроприборами и т. д.).

Контроль качества герметизации заклепочных соединений (пооперационный в процессе клепки и общий по готовому изделию) осуществляется следующими методами:

- а) созданием вакуума на испытываемом участке шва;
- б) нагнетанием в контролируемое изделие сжатого воздуха в смеси с другими газами (например, аммиаком, фреоном и т. д.);
- в) нагнетанием сжатого воздуха внутрь изделия;
- г) заливкой топлива (керосина) при испытании на герметичность топливных отсеков.

В случае обнаружения утечек производят дополнительную герметизацию, устанавливая заклепки большего диаметра или нанося дополнительный слой герметика.

12.4 Болт-заклёпочные соединения

Важным фактором повышения работоспособности точечных соединений является наличие осевого натяга достаточной и стабильной величины [3].

Возможность обеспечения этого фактора наилучшим образом реализуется в болт-заклепочном соединении, где независимо от квалификации исполнения достигается усилие сжатия пакета в пределах 60...70 % от разрушающей нагрузки стержня. Осевой натяг в болт-заклепочном соединении может быть

обеспечен в сочетании с радиальным. Существует два основных типа болт-заклепок: с технологическим хвостовиком и без технологического хвостовика.

Болт-заклепка с технологическим хвостовиком (рисунок 12.7) состоит из двух деталей: стержня и кольца. Стержень имеет гладкую часть, равную толщине пакета, закладную головку, продольную часть с кольцевыми канавками, шейку и хвостовик, если это болт-заклепка с технологическим хвостовиком. В настоящее время используются болт-заклепки с достаточно широким диапазоном типоразмеров, выполненные из разных материалов.

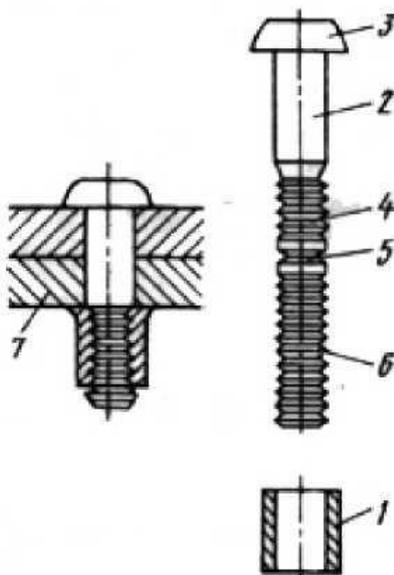


Рисунок 12.7 – Конструкция болт – заклепки с технологическим хвостовиком:

- 1 – обжимное кольцо; 2 – гладкая часть; 3 – головка; 4 – профильная часть;
5 – шейка; 6 – технологический хвостовик; 7 – детали пакета

Болт-заклепка без технологического хвостовика состоит из стержня и кольца. Стержни изготавливают из стали 30ХГСА или титанового сплава ВТ16, они имеют плоско – скруглённую или потайную головку, гладкую и профильную части. Кольца изготавливают из стали 15 и В65 точением или высадкой, из титанового сплава ВТ16 – точением.

Замыкающая головка образуется путем обжатия кольца специальной для каждого материала фильерой установки. Основным отличием болт – заклепки без технологического хвостовика является необходимость доступа с двух сторон. В качестве инструмента для оборудования замыкающих головок применяются ручные и стационарные клепальные прессы, обеспечивающие поддержку закладной головки стержня, обжатия кольца и съем фильеры (в том числе и прессы, применяемые для стержневых заклепок).

Помимо обычных параметров при выполнении болт – заклепочного соединения специальными шаблонами контролируют диаметр обжатого кольца

и цилиндрического пояска у основания замыкающей головки, а также его высоту и положение верхнего торца обжатого кольца относительно профильной части стержня.

Для постановки болт – заклепок предусмотрены инструменты, предназначенные для выполнения следующих операций:

- втягивания стержней болт – заклепок;
- образования замыкающей головки болт – заклепочных соединений;
- удаления дефектных болт – заклепок.

Шифровка инструмента: 1БГ-10 – первая модель (1) для болт-заклепок (Б), привод гидравлический (Г), диаметр 10 мм (10).

13 БОЛТОВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

Болтовые соединения, несмотря на высокую трудоемкость исполнения и большую массу по сравнению с болт – заклепочными и другими точечными соединениями, широко используются в конструкции планера. Это обусловлено такими возможностями болтовых соединений, как обеспечение разъемности соединения (при необходимости); создание более высоконагруженных соединений (при использовании болтов с диаметрами свыше 8.. 10 мм); стягивание больших пакетов (свыше пяти диаметров); установка в труднодоступных местах конструкций; плотное стягивание жестких деталей с погрешностями формы по поверхностям сопряжения (упругая компенсация) [6].

Существенное влияние на ресурс болтовых соединений оказывают следующие факторы:

- а) материал элементов конструкции и крепежа;
- б) геометрические параметры швов болтового соединения (расстояние от края листов и между болтами, число болтов в ряду и др.);
- в) режимы и способы образования и обработки отверстий под болты (скорость вращения, величина подачи и глубина резания при сверлении, развертывании или протягивании отверстий);
- г) характер посадки болтов в отверстия (с зазором, средним по величине или большим радиальным натягом);
- д) усилие затяжки болтов;
- е) интенсивность и условия эксплуатации, погодные и климатические условия.

Правильный учет всех факторов, выбор их оптимального соотношения позволяют получить высокоресурсные болтовые соединения.

При постановке в отверстия используется один из наиболее эффективных методов повышения ресурса болтовых соединений – метод создания упругопластического диаметр отверстия меньше диаметра болта.

В пакетах из алюминиевых сплавов применяются болты с натягом, не превышающим 0.3...1.2 %.

Ресурс соединений, в которых болты установлены с упругопластическим натягом, в 1.5...3.5 раза выше ресурса соединений с болтами, установленными с зазором.

Болтовые соединения с относительным упругопластическим натягом до 1.2 % применяются для диаметров болтов от 5 до 12 мм; толщины пакета не более пяти диаметров болтов; пакетов из алюминиевых сплавов (за исключением В93Т1, В95Т1); материала болтов ВТ16, ЗОХГСА; герметичных и негерметичных соединений; отверстий с полями допусков Н7 (А)...Н9 (А₃) (СТ СЭВ 144-75) и шероховатостью поверхности не выше $R_a = 1,25$ для Н7 (А) и $R_a =$

2.5 для Н9 (Аз). Натяг в соединении обеспечивается диаметром болта. Конструкция болтов для постановки с натягом имеет ряд следующих особенностей. Острые кромки или наплывы металла в зоне перехода не допускаются. Длина гладкой цилиндрической части болта должна соответствовать толщине собираемого пакета, заходная часть должна полностью выходить из пакета. Болты диаметром 5 мм с длиной гладкой части до 10 мм рекомендуется изготавливать с шестигранной головкой или со шлицем.

Болты, предназначенные для постановки методом затягивания ручными пневматическими или гидравлическими устройствами, должны иметь технологические хвостовики (рисунок 13.1). При этом диаметр d_2 меньше d на 2 мм, а d_3 определяется из условия прочности (усилие отрыва по d_3 должно быть больше усилия запрессовки на 10...15 %).

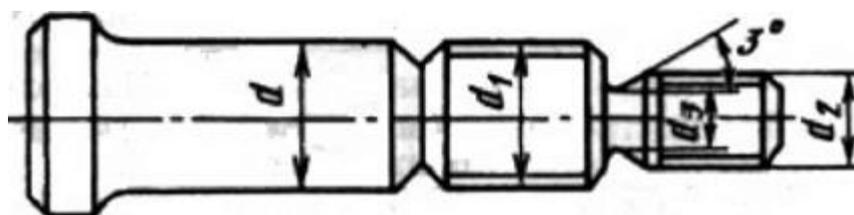


Рисунок 13.1 – Болт с технологическим хвостовиком

Затяжка болтов и гаек при выполнении болтовых соединений определяет степень осевого натяга стягивания пакета, и от качества ее выполнения зависит надежность соединения. Все болты из высокопрочных сталей, а также в пакетах деталей из композиционных и неметаллических материалов затягиваются тарированными ключами и устройствами.

14 СБОРКА УЗЛОВ И ПАНЕЛЕЙ СВАРНОЙ И ПАЯНОЙ КОНСТРУКЦИИ

Среди технологических процессов, широко применяемых в авиационном производстве, видное место занимают сварка и пайка. Сварка и пайка позволяют создавать принципиально новые, высокоэкономичные конструкции, наиболее рациональные по форме и размерам. По характеристикам сварные конструкции мало отличаются от монолитных, однако они обладают наиболее высокой весовой отдачей и максимальным коэффициентом использования материала. К числу важных преимуществ сварных конструкций следует отнести также высокую прочность и герметичность соединений, высокую производительность, широкую возможность механизации и автоматизации.

В конструкциях самолетов и вертолетов сваркой соединяют детали с толщиной стенок 0,3 ... 35 мм. Сварными изготавливаются шасси, баки, каркасы фонарей, баллоны различного назначения, панели фюзеляжа, крыла, оперения, створки люков и т. д.

При проектировании конструкций необходимо учитывать влияние сварки на исходные свойства основного материала. Механические свойства материала при сварке, как правило, снижаются. В сварных конструкциях возникают остаточные напряжения и деформации, которые могут сказываться на точности изготавливаемого изделия. Из-за неоднородности свойств основного металла и металла шва создаются концентраторы напряжений.

Каждый из способов сварки может выполняться вручную или автоматически. Они значительно отличаются по технологическому процессу и требуют специфического оборудования и приспособлений. Их особенности важно знать конструктору для учета требований к сварной конструкции.

14.1 Процессы сборки при помощи сварки плавлением

Наиболее широкое применение как в самолетостроении, так и в большинстве отраслей техники, находит электрическая дуговая сварка. Объясняется это простотой сварочного оборудования и широкой возможностью механизации и автоматизации процесса.

14.1.1 Дуговая сварка

Дуговая электросварка ведется двумя способами: неплавящимся электродом и плавящимся металлическим электродом.

Технологический процесс сборки-сварки состоит из следующих основных операций:

- вспомогательные операции (подготовка деталей к сварке, правка их после сварки, удаление флюса с поверхности швов);
- сборочные операции (установка деталей в сборочное положение и закрепление их);
- сварочные операции (прихватка и сварка); контрольные операции (контроль подготовки кромок, качества прихватки и сварки).

Содержание этих операций приведено в таблице 14.1.

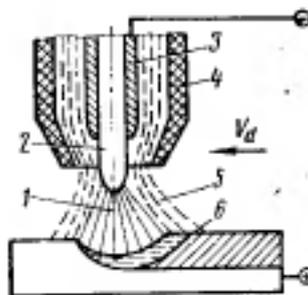


Рисунок 14.1 – Схема сварки в атмосфере защитных газов:

- 1 – зона дуги; 2 – электрод; 3 – токопровод; 4 – сопло; 5 – защитный газ;
6 – сварочная ванна

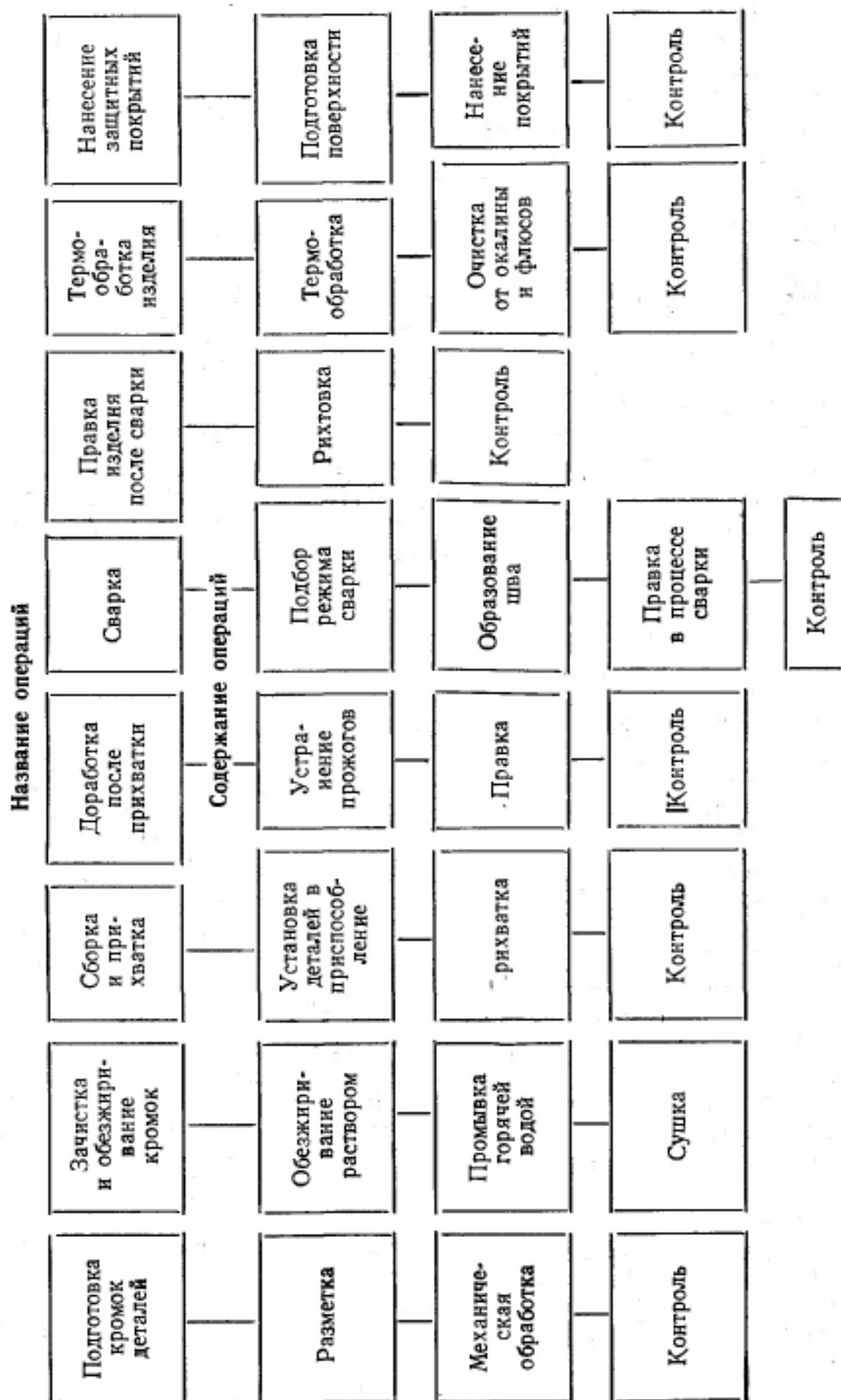
Сварка осуществляется в свободном состоянии или в приспособлении. Автоматическая и механизированная сварка производится только в приспособлении.

Преимущества ручной сварки – простота приспособлений и инструмента, возможность выполнения сварки в разнообразных условиях, в частности вне помещения. К недостаткам ручной сварки следует отнести низкую производительность, невысокую стабильность качества шва, частые прожоги, особенно тонколистовых материалов из-за трудности регулирования длины дуги.

Дуговая сварка в защитных газах нашла широкое применение в промышленности. Этим способом можно вести сварку ручную, полуавтоматическую и автоматическую. Схема сварки в атмосфере защитных газов показана на рис. 14.1. Зона дуги 1, электрод 2 и сварочная ванна 6 защищаются струей защитного газа 5. Газ подают с помощью сварочной горелки через сопло 4, в центре которого помещается электрод. Сопло охлаждается водой и изолировано от других частей горелки и токопровода 3.

Аргоно-дуговая сварка находит наибольшее распространение в авиационном производстве. Ее можно осуществлять вручную и автоматически как неплавящимся, так и плавящимся электродами.

Таблица 14.1



14.1.2 Сварка под флюсом

Автоматическая сварка под флюсом является высокопроизводительным процессом, обеспечивающим высокие механические качества сварных соединений.

Дуга горит под слоем сварочного флюса 7 (рисунок 14.3). По мере поступательного движения электрода совместно с бункером для шлака происходит затвердевание металлической и шлаковой ванн. Электродную проволоку подают в дугу и перемещают ее вдоль шва с помощью механизма подачи и перемещения. Металл шва получается с меньшим количеством пор, с чистой «серебристой» поверхностью, с высокими механическими характеристиками.

По сравнению с ручной дуговой сваркой производительность процесса повышается в 15 ... 20 раз, а также уменьшается себестоимость 1 м сварного шва.

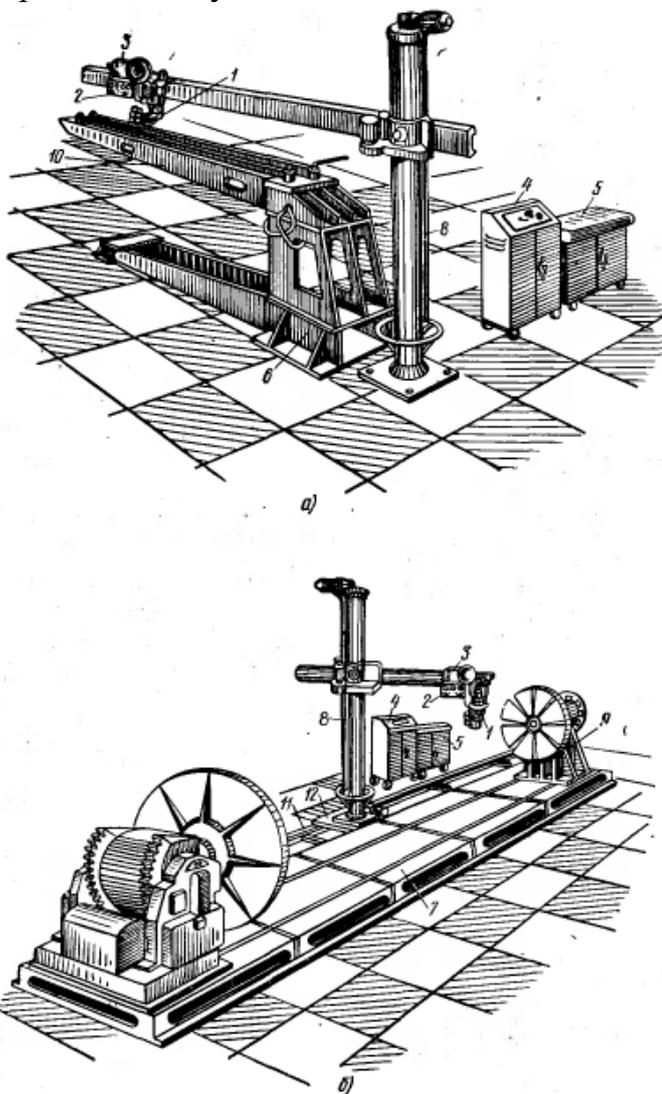


Рисунок 14.2 – Типовые компоновки для сварки:
а – продольных швов; б – кольцевых швов; 1 – головка сварочная; 2 – пульт управления; 3 – каретка; 4 – шкаф с электроаппаратурой; 5 – источник питания;
6 – стенд; 7 – станина; 8 – стойка с консолью; 9 – бабка поддерживающая;
10 – манипулятор сварочный; 11 – пульт рельсовый; 12 – тележка

Недостатками сварки под флюсом являются: невозможность наблюдения за горением дуги, сложность обеспечения сварки вертикальных и наклонных швов, необходимость тщательной очистки от окислов во избежание развития коррозии.

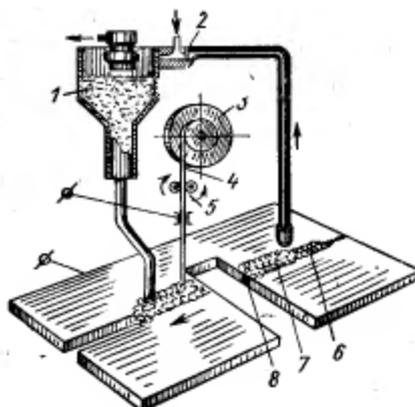


Рисунок 14.3 – Автоматическая дуговая сварка под флюсом:
 1 – бункер; 2 – флюсоотсасывающее устройство; 3 – кассета; 4 – электродная головка; 5 – механизм подачи сварочной проволоки; 6 – шлаковая корка; 7 – флюс; 8 – сварной шов

14.2 Газовая сварка

Под газовой обычно понимают кислородно-ацетиленовую сварку. Сварка производится с помощью сварочной горелки, к которой подводится кислород и ацетилен (рисунок 14.4).

Газовую сварку применяют при изготовлении изделий из легких сплавов и конструкционных сталей.

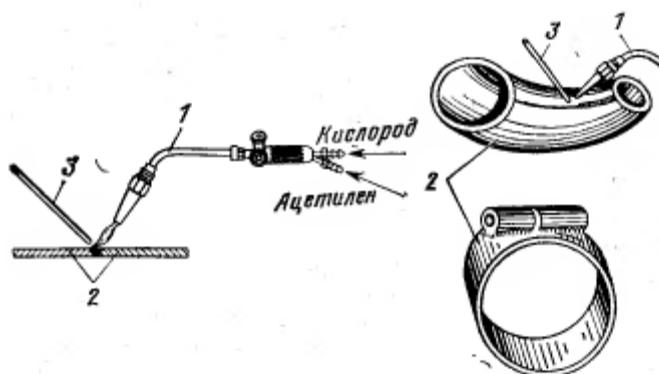


Рисунок 14.4 – Схема кислородно-ацетиленовой сварки:
 1 – горелка; 2 – свариваемые детали; 3 – присадочный металл

Преимуществами этого вида сварки являются простота оборудования и инструмента, возможность сварки деталей различной толщины, выполнение сварочных работ в различных внешних условиях и независимость от источника энергии.

К недостаткам газовой сварки следует отнести низкую производительность, повышенную зону термического воздействия и неизбежные при этом более значительные деформации и трещины в зоне шва, необходимость высокой квалификации сварщика.

14.3 Плазменная сварка

Источником тепла при сварке служит плазменная струя (ионизированный газ), получаемая в устройствах, называемых плазменными горелками или плазмотронами (рисунок 14.5).

Плазменная дуговая сварка находит применение при изготовлении изделий из коррозионно-стойкой стали, титана, никелевых сплавов, молибдена, вольфрама и многих других металлов и сплавов, применяемых в авиационной промышленности, а также неметаллов (стекла, керамики, металлокерамики и др.).

Сварку можно выполнять вручную и автоматически.

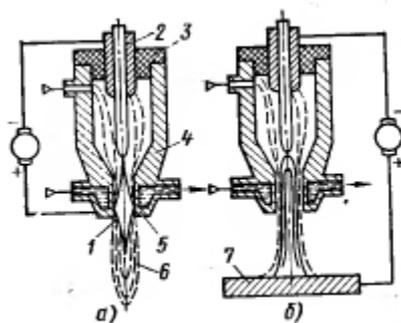


Рисунок 14.5 – Схемы получения плазменной струи:

а – выделенной из дуги; б – совмещенной с дугой; 1 – дуга; 2 – электрод; 3 – керамическая прокладка; 4 – канал; 5 – сопло; б – плазменная струя; 7 – заготовка

14.4 Электронно-лучевая и лазерная сварка

Принципиально новые технологические возможности появились в последние годы с внедрением в практику электронно-лучевой и лазерной сварки. Наиболее широко в настоящее время внедрена электронно-лучевая сварка.

Образование электронного луча и его фокусировка осуществляется с помощью специального устройства, называемого электронной пушкой. Принципиальная схема установки для сварки электронным лучом показана на рисунке 14.6.

Важным преимуществом является возможность сварки без разделки кромок с получением узкой и глубокой зоны проплавления вследствие ввода минимального количества концентрированного тепла и значительных скоростей охлаждения.

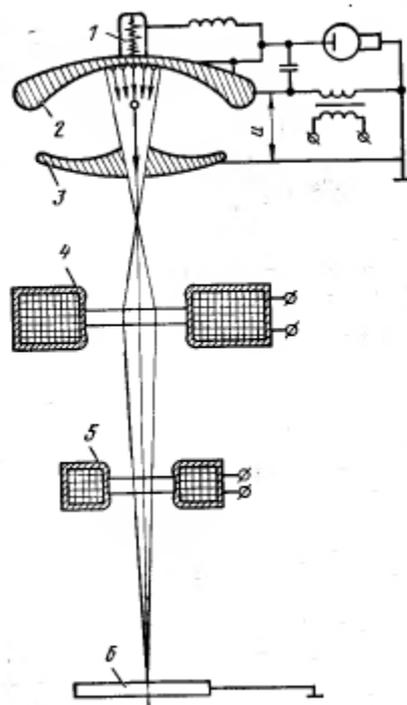


Рисунок 14.6 – Принципиальная схема установки для сварки электронным лучом:
 1 – катод; 2 – прикатодный электрод; 3 – ускоряющий электрод (анод);
 4 – магнитная линза; 5 – магнитная отклоняющая система; 6 – деталь

Электронно-лучевая сварка оказалась наиболее эффективным процессом при изготовлении узлов шасси. Для сварки шасси успешно эксплуатируются установки ЭЛУ-22 оснащенные четырьмя подвижными электронными пушками. Скорость сварки на ЭЛУ с ускоряющим напряжением 60 кВт составляет по 80 м/ч.

По своим технологическим возможностям и особенностям к электронно-лучевой сварке близка лазерная сварка.

Квантовые генераторы оптического диапазона позволяют получать интенсивные и остронаправленные пучки света высокой концентрации.

Лазеры позволяют проводить сварку деталей из различных сталей и сплавов толщиной до 50 ... 60 мм на воздухе с местной защитой.

Схема лазерной сварки показана на рисунке 14.7.

При шовной (роликовой) сварке образование непрерывного соединения осуществляется путем постановки ряда перекрывающихся друг друга точек посредством вращающихся дисковых электрод. По положению роликов в момент прохождения тока различают непрерывную и шаговую (прерывистую) шовную сварку. В первом случае ток проходит при вращающихся роликах, во втором – при неподвижных. Шовная сварка применяется для получения герметичных непрерывных швов, а также прерывистых швов вместо точечной сварки.

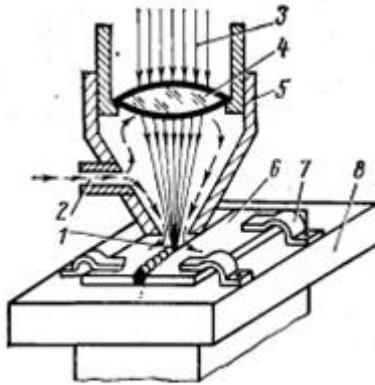


Рисунок – 14.7 Схема лазерной сварки:

1 – сварной шов; 2 – штуцер подвода защитного газа; 3 – лазерный луч; 4 – объектив 5 – защитное сопло; 6 – свариваемые детали; 7 – прижимы; 8 – стол

14.5 Ультразвуковая сварка

Ультразвуковая сварка. При ультразвуковой сварке в качестве источника энергии используются упругие колебания высокой частоты, разрушающие окисные пленки и способствующие развитию повышенных температур в зоне контакта.

На рисунке 14.8, б приведена схема для роликовой сварки ультразвуком.

Машины для ультразвуковой сварки состоят из источника питания, механической колебательной системы, привода давления и аппаратуры управления.

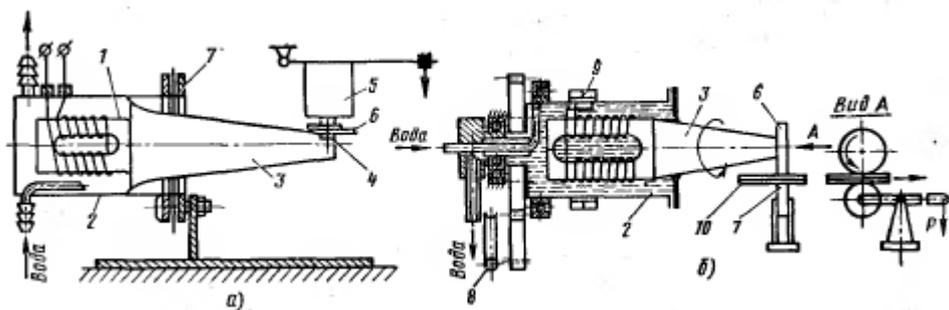


Рисунок 14.8 – Схема установки для сварки ультразвуком

а – точечной; б – роликовой; 1 – электрический преобразователь; 2 – корпус преобразователя; 3 – трансформатор упругих колебаний; 4 – опора; 5 – механизм давления; 6 – сваривающий ролик; 7 – прижимной ролик; 8 – механизм привода; 9 – подвод тока от ультразвукового генератора; 10 – свариваемые детали

На рисунке 14.8, а приведена схема установки для точечной сварки ультразвуком.

Колебательная система состоит из электромеханического преобразователя 1 с обмотками, заключенного в металлический корпус 2, охлаждаемый

водой; трансформатора упругих колебаний 3; сварочного наконечника; опоры с механизмом давления 5 и свариваемых деталей 6. Крепление колебательной системы производят с помощью диафрагмы 7.

Прочность соединения достаточно высока (не менее 90 % от наиболее прочного металла в этом соединении).

Хорошо свариваются алюминий, медь и их сплавы, удовлетворительно – коррозионно-стойкие стали. Область применения: приварка тонких обшивок к каркасу панелей, отсеков, соединение разнородных материалов различных толщин и т. д.

14.6 Диффузионная сварка в вакууме

Диффузионная сварка в вакууме позволяет осуществлять соединения металлов в твердом состоянии.

Диффузионная сварка происходит вследствие взаимной диффузии атомов контактирующих поверхностей при относительно длительном воздействии в условиях вакуума, повышенных температур и незначительной пластической деформации. Сварку производят в специальных сварочных установках (рисунок 14.9). Соединяемые детали помещают в вакуумную камеру. Для защиты их от интенсивного окисления и азотирования в процессе разогрева и сварки в рабочей камере обеспечивается вакуум.

Преимуществами диффузионной сварки являются: простота способа и высокое качество соединений; возможность соединения разнородных материалов; отсутствие чрезмерного нагрева и разупрочнения материалов; минимальная деформация; минимальная затрата электроэнергии; высокая экономичность способа; гигиеничность способа (отсутствие газовых выделений, пыли и т. д.); возможность автоматизации процесса.

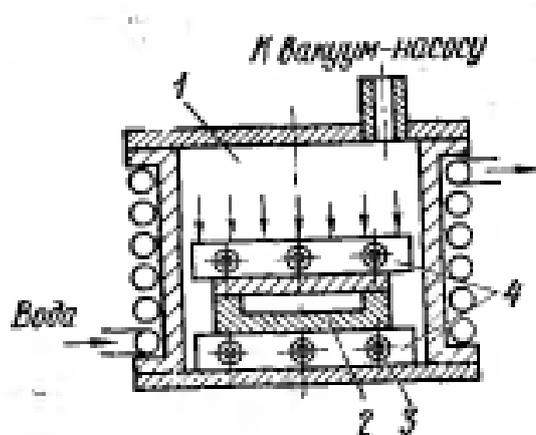


Рисунок 14.9 – Схема установки для диффузионной сварки в вакууме:
1 – сварочная камера; 2 – свариваемые узел; 3 – нагреватели; 4 –нагреваемая плита

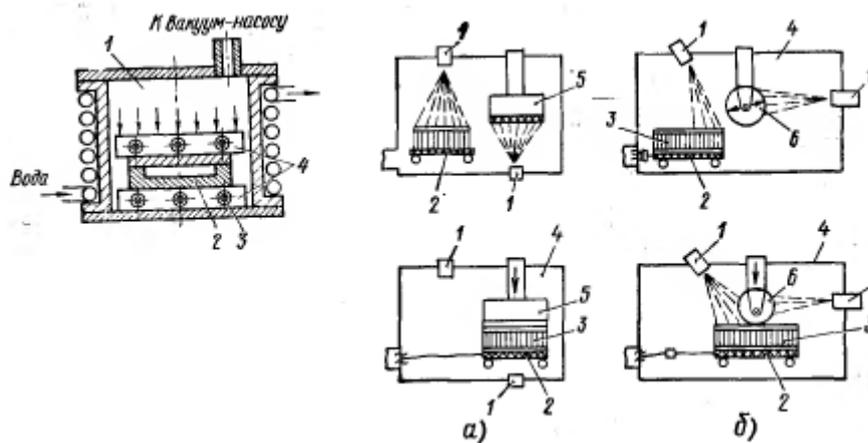


Рисунок 14.10 – Схема сварки конструкции из титановых сплавов в твердом состоянии с использованием сверхпластичности:
 а – нагружение с помощью прессы; б – нагружение с помощью ролика;
 1 – источник тепла; 2 – подвижный стол; 3 – свариваемая панель; 4 – сварочная камера; 5 – пресс с нагреваемой плитой; 6 – ролик \varnothing 200 мм

Все более возрастающий интерес к диффузионной сварке в вакууме привел к большому разнообразию технологических решений соединения металлов в твердом состоянии. Они различаются по схеме деформирования, характеру защитной среды, способам нагрева, последовательности процессов нагрева и нагружения.

На рисунке 14.10 показана схема сварки титановых конструкций в твердофазном состоянии с использованием эффекта сверхпластичности. В камере с вакуумом 10^{-5} мм рт. ст. помещают заготовки из титанового сплава и нагревают их до температуры, близкой к полиморфному состоянию (860 ... 950 °С). Нагружение производят со скоростью, соответствующей использованию эффекта сверхпластичности (0,03 ... 0,2 мм/мин). Процесс исключает термообработку после сварки и дает возможность сваривать детали из титановых сплавов широкой номенклатуры.

14.7 Процессы пайки металлов и сплавов

Пайка – процесс соединения материалов с нагревом ниже температуры их автономного расплавления путем смачивания, растекания и заполнения зазора между ними жидким припоем и сцепления их при кристаллизации шва.

Для обеспечения смачиваемости металла детали припоем, очистки сопрягаемых поверхностей от жировых и окисных пленок и защиты металлов от окисления в зависимости от свойств соединяемых металлов и припоев применяют различные флюсы и способы защиты металлов и припоя от окисления в процессе пайки.

По способу нагрева различают пайку: в печах вакуумных и с контролируемой атмосферой, индукционную, электросопротивлением, погружением в расплавы припоев, газовыми горелками, паяльниками, а также концентрированными источниками, кварцевыми лампами, электронно-лучевыми и лазерными установками.

Очистка шва после пайки от остатков флюсов необходима для предупреждения коррозии. В случаях, когда такая очистка трудна или невозможна, пайку выполняют в защитной атмосфере. Применение при пайке защитной атмосферы или флюсов в виде газовых смесей позволяет механизировать и автоматизировать процесс пайки.

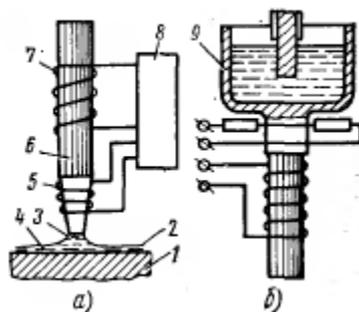


Рисунок 14.11 – Схема лужения с применением ультразвука:

а – при работе паяльником; б – при работе в ванне; 1 – деталь из алюминиевого сплава; 2 – окисная пленка; 3 – жидкий припой; 4 – частички окисной пленки; 5 – электронагревательная обмотка; 6 – вибратор; 7 – обмотка возбуждения вибратора; 8 – генератор ультразвука; 9 – ванна

При применении рациональных сочетаний спаиваемых материалов и припоев и создании конструкций с оптимальной площадью перекрытия надежность паяных соединений в 4 раза выше, чем сварных для самолетов, и в 20 раз выше для космических аппаратов.

Технологический процесс пайки состоит из следующих основных операций: подготовка поверхности; сборка под пайку; нанесение флюса и припоя; нагрев места спая; промывка и очистка шва; контроль.

Подготовку поверхности осуществляют путем подгонки друг к другу припаиваемых поверхностей, очистки деталей уже известными способами, применяемыми при подготовке к сварке. В серийном производстве применяется преимущественно химическая очистка.

15 СБОРКА УЗЛОВ И ПАНЕЛЕЙ КЛЕЕНОЙ КОНСТРУКЦИИ

Последние годы характеризуются все более широким применением клеевых соединений в самолето- и вертолетостроении.

Особое значение имеют клеевые соединения материалов, которые в отличие от сварных, заклепочных и болтовых соединений не ослабляют прочности конструкции за счет сварных швов, точек или отверстий и обеспечивают более равномерное распределение напряжений на всей площади склеивания. Применение клеев позволяет повысить усталостную прочность и коррозионную стойкость конструкций, снизить их массу и трудоемкость изготовления, улучшить качество обтекаемой поверхности. В ряде случаев удается выполнять соединение с герметизацией.

К недостаткам клеевых соединений относятся ограниченная теплостойкость, относительно низкая прочность, особенно при неравномерном отрыве (отдире), склонность к «старению» клеевой пленки, необходимость нагрева изделий при склеивании большинством клеев, предназначенных для склеивания металлов, и отсутствие достаточно надежных объективных неразрушающих методов контроля качества клеевых соединений.

В отечественном авиастроении для склеивания деталей из металлов, конструкционных неметаллических материалов и их сочетаний наиболее широко применяют следующие клеи: фенольно-каучуковые, фенольно-поливинилацетальные с кремний-органическими и другими стабилизирующими добавками, полиуретановые, эпоксидные, кремнийорганические с различными модифицирующими добавками, клеи на основе неорганических соединений.

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

- а) отверждающиеся при комнатной температуре;
- б) отверждающиеся при температурах 160 ... 180 °С.

Клеи в исходном состоянии могут быть жидкими, пастообразными, пленочными, порошкообразными и твердыми (в виде прутков и палочек).

Прочность клеевого соединения зависит от состава клея и склеиваемого материала, конструктивных факторов и технологии выполнения соединения.

Укрупненный технологический процесс склеивания включает следующие операции: предварительная сборка и разборка узла (панели); подготовка поверхности деталей под склеивание; нанесение подслоя клея (грунтовки) и его термообработка (в случае необходимости); нанесение клея; открытая выдержка; сборка; отверждение клея; контроль качества склеивания.

В процессе предварительной сборки склеиваемые детали устанавливаются в требуемое положение и осуществляется проверка согласованности размеров деталей и качества прилегания склеиваемых поверхностей. Хорошее прилегание склеиваемых поверхностей обеспечивает получение тонкой равномерной по толщине клеевой прослойки без местных пустот.

Подготовка поверхности склеиваемых деталей является одной из важнейших операций технологического процесса, так как она во многом определяет качество клеевых соединений. Она заключается в химической, электрохимической или механической обработке, изменяющей шероховатость и энергетические характеристики склеиваемой поверхности, повышая ее адгезионную способность.

Способы подготовки поверхности под склеивание многообразны и зависят от свойств клея, склеиваемого материала и условий эксплуатации.

Механические методы подготовки поверхности позволяют в значительной степени увеличить истинную поверхность склеивания. Это достигается зашкуриванием, гидropескоструйной обработкой, обдувкой корундом или металлическими опилками, а также механической обработкой.

Для алюминиевых сплавов (плакированных и не плакированных) широко используется анодирование в хромовой и серной кислотах.

Магниевого сплавы подвергаются химическому оксидированию, а в отдельных случаях дополнительной лакокрасочной защите.

При подготовке к склеиванию сталей лучшие результаты достигаются при кадмировании и цинковании. Коррозионно-стойкие стали обрабатываются в растворах смеси различных кислот и солей.

Поверхности деталей из титановых сплавов анодируются или обрабатываются в растворе концентрированной серной кислоты и бихромата натрия.

Перед нанесением клея поверхности деталей должны быть обезжирены. Обезжиривание выполняется различными методами, в частности:

а) ультразвуковой очисткой в органических растворителях или водных моющих растворах щелочей и поверхностно-активных веществ;

б) обработкой в атмосфере горячих паров растворителей и последующее травление в смеси серной и хромовой кислот (так называемый «пиклинг» процесс).

После подготовки клей на соединяемые поверхности наносится различными способами в зависимости от его исходного состояния, а также от формы и габаритных размеров склеиваемых деталей. Во всех случаях, где это возможно, предпочтение следует отдавать пленочным клеям, как более технологичным.

Сборка соединяемых деталей заключается в их установке в сборочное положение в приспособлении или по сборочным отверстиям и их закреплении.

Приспособления для сборки и склеивания должны обеспечить правильное взаимное положение собираемых деталей, необходимую точность контуров, возможность создания давления и компенсации температурного расширения деталей без нарушения их взаимного расположения.

Отверждение клея происходит при определенном температурном режиме и давлении.

Время нагрева, давление, температуру выдержки выбирают исходя из характеристики клея, его вязкости, точности пригонки склеиваемых поверхностей и жесткости склеиваемых деталей.

Нагрев осуществляется в автоклавах, электрических печах, а также встроенными в приспособление контактными и спиральными электронагревателями либо подводом пара и воздуха.

После завершения термообработки и охлаждения изделие извлекается из приспособления, зачищается от возможных подтеков клея и передается на контроль.

16 ПРОЕКТИРОВАНИЕ И МОНТАЖ СБОРОЧНОЙ ОСНАСТКИ

16.1 Назначение сборочных приспособлений и технические требования к ним

Большинство сборочных единиц конструкции самолета (вертолета) собирается в сборочных приспособлениях [1].

Сборочное приспособление (рисунок 16.1) – устройство, конструкция которого обеспечивает правильное взаимное расположение, фиксацию и соединение сборочных единиц (деталей, узлов, агрегатов, отсеков) самолета с заданной точностью.

В таких приспособлениях положение собираемых элементов конструкции самолета фиксируется относительно главных базовых осей отсека или агрегата, его аэродинамического обвода (внешнего или внутреннего) или плоскости узла стыка (рисунок 16.2). После фиксации сборочных элементов в приспособлении они собираются в единое целое. Соединения могут быть разъемные, неразъемные, смешанные.

Непрерывное повышение требований к точности и взаимозаменяемости собираемых элементов конструкции самолета, к росту производительности труда обуславливает не только увеличение количества сборочных приспособлений в производстве, но и более высокие технические требования к ним.

Основными из этих требований являются:

- Обеспечение заданной техническими условиями точности сборки узла, панели, отсека или агрегата самолета, которая должна быть увязана со степенью точности сборочного приспособления;

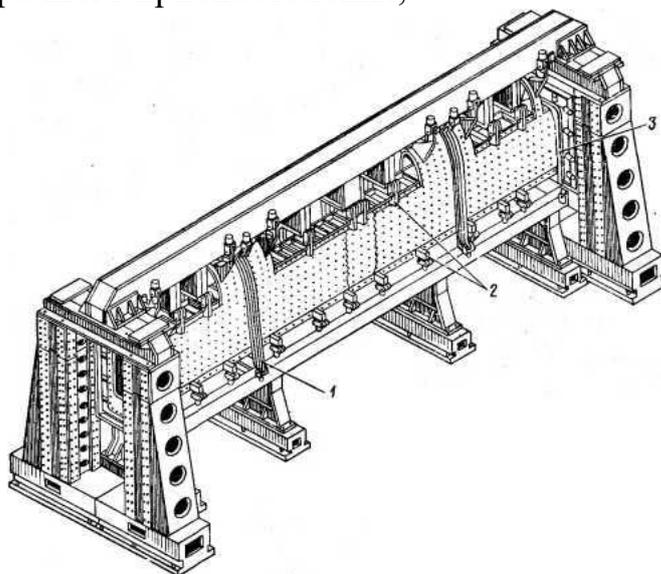


Рисунок 16.1 – Приспособление для сборки кессона центроплана:
1 – рубильники, определяющие аэродинамический контур; 2 – фиксаторы,
определяющие положение лонжеронов; 3 – стапельная плита

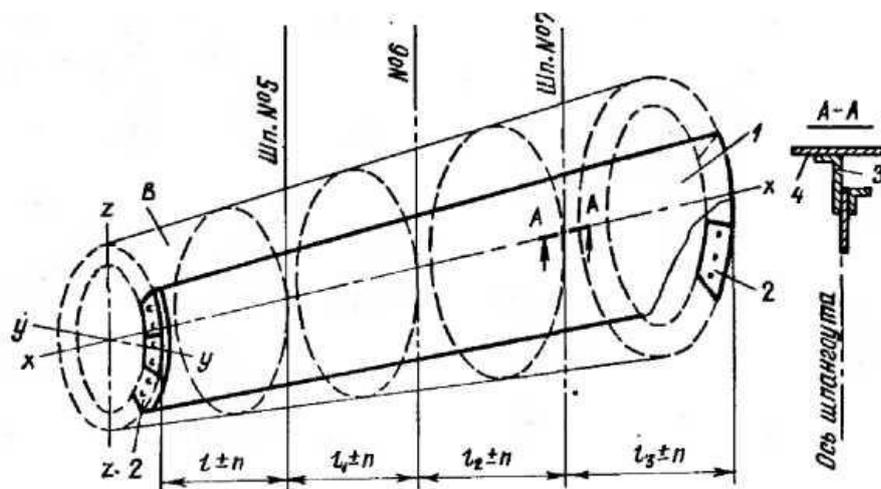


Рисунок 16.2 – Схема расположения собираемой панели отсека фюзеляжа:
 X, Y, Z – базовые оси отсека; e – расстояние от плоскости стыка до шпангоута;
 1 – собираемая панель; 2 – плоскость узла стыка; 3 – шпангоут; 4 – обшивка панели

- Сохранение точности сборочного приспособления в течение всего периода эксплуатации между регламентными осмотрами и ремонтами;
- Сохранение стабильного положения базовых точек, узлов и поверхностей, заданных техническими условиями на сборку узла, панели, отсека или агрегата, и надежность фиксации собираемых элементов в течение всего периода эксплуатации приспособления;
- Постоянство заданных размеров независимо от колебаний температуры;
- Использование в конструкции сборочного приспособления возможно большего количества стандартизированных элементов для удешевления приспособлений и сокращения сроков их проектирования и изготовления;
- Рациональные размеры приспособлений в целях лучшего использования производственных площадей;
- Обеспечение для выполнения сборочных работ наиболее свободных подходов к рабочим зонам, хорошего освещения, минимального времени на фиксацию и расфиксацию собираемого изделия, удобства использования инструмента и средств механизации труда, а также съема собранных элементов конструкции самолета;
- Соблюдение правил техники безопасности.

16.2 Классификация и конструкция сборочных приспособлений

Сборочные приспособления принято классифицировать по двум основным признакам – *технологическому* и *конструктивному*.

К технологическим признакам относят вид сборочной единицы (узел, отсек, агрегат) и характер выполняемых операций (сборка, разделывание отверстий, фрезерование плоскостей стыков, нивелирование, контроль).

С точки зрения универсальности конструкции все сборочные приспособления можно подразделить на *специальные* и *специализированные*.

Специальным называется сборочное приспособление для сборки одной какой-либо сборочной единицы, например, отсека фюзеляжа. Эти приспособления по конструкции могут быть неразборными и разборными. При смене в производстве типа самолета элементы разборного приспособления могут использоваться многократно.

Специализированным (групповым) называется сборочное приспособление для сборки каких-либо однотипных по конструктивно-технологическому признаку сборочных единиц, например, шпангоутов фюзеляжа. Эти приспособления обычно бывают полностью стандартизированы. Высокая точность сборки в таких приспособлениях достигается настройкой или наладкой входящих в них базирующих элементов.

Несущие (каркасные), установочные, фиксирующие и зажимные элементы (рисунок 16.3) являются основными, а все остальные – вспомогательными.

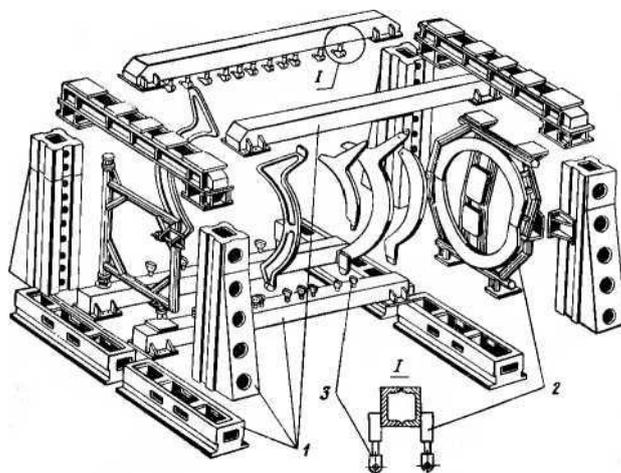


Рисунок 16.3 – Основные элементы конструкции приспособления для сборки отсека фюзеляжа:

- 1 – несущие (каркасные) элементы; 2 – установочные элементы;
- 3 – фиксирующие и зажимные элементы

Несущие элементы образуют каркас сборочного приспособления (рисунок 16.4), который связывает все элементы приспособления в единое целое.

От степени жесткости каркаса зависит точность и постоянство положения в нем всех узлов приспособления. Однако элементы каркасов приспособлений не имеют непосредственного контакта с деталями собираемых узлов или агрегатов, что делает их более независимыми по размерам, геометрическим формам, конструктивному исполнению и точности изготовления от конструктивных и технологических характеристик собираемых в приспособлении узлов, панелей и агрегатов самолета.

Каркас сборочного приспособления состоит из вертикальных элементов (колонны, стойки) и горизонтальных (балки, основания, фундаментные плиты и кронштейны).

Колонны являются основными несущими вертикальными элементами каркаса крупных сборочных приспособлений. В зависимости от нагрузки на приспособление и расположения его центра масс (или эксцентриситета) могут применяться различные стандартизированные конструкции колонн: чугунные пирамидальные и призматические, а также железобетонные призматические. Благодаря стандартизации можно получать колонны любой высоты путем соединения их секций по торцевым поверхностям.

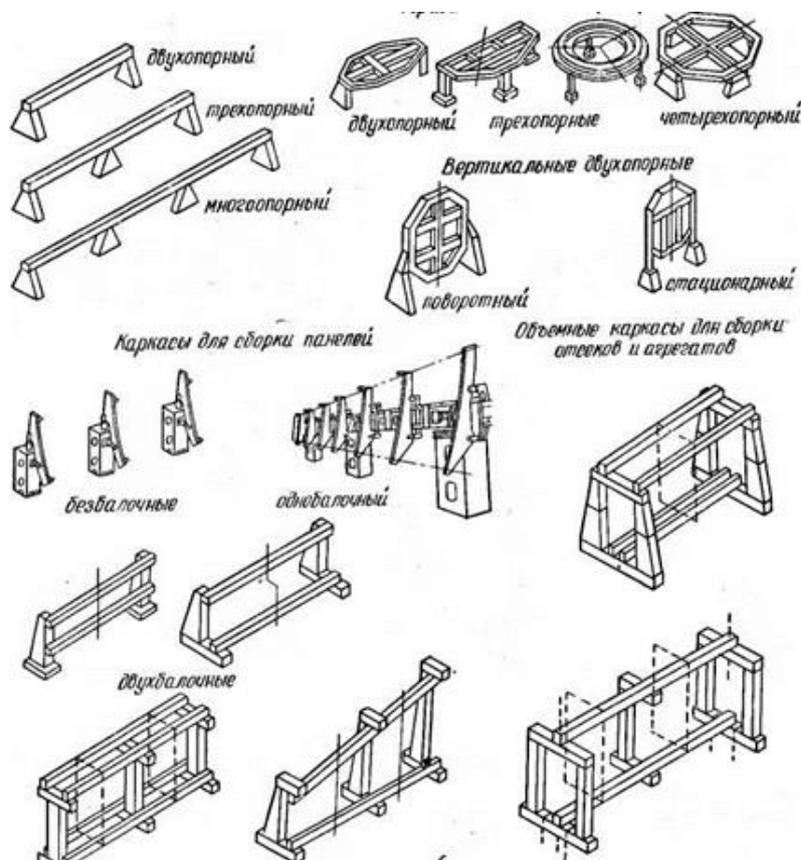


Рисунок 16.4 – Типовые конструкции каркаса сборочного приспособления

Стойки – также типовые несущие вертикальные элементы каркасов для мелких сборочных приспособлений, в крупных же приспособлениях они служат опорами для балок. Стойки могут быть чугунными и железобетонными.

Балки в сборочных приспособлениях являются основными типовыми несущими горизонтальными элементами каркаса приспособления, работающими на изгиб и кручение. Размеры и сечения балок зависят от длины пролета, воспринимаемой нагрузки и количества опор и определяются на основании расчетов на жесткость. Балки воспринимают сложные переменные, а иногда и ударные нагрузки, поэтому они изготавливаются из стального проката. На балках монтируются установочные элементы приспособления.

В зависимости от формы и размеров собираемых узлов, панелей и агрегатов сборочные приспособления могут иметь одну или несколько балок, расположенных в приспособлении как горизонтально, так и под любым углом к горизонту.

Основания и фундаментные плиты в приспособлениях служат опорами для колонн каркаса и устанавливаются специально на бетонную подушку или непосредственно на пол сборочного цеха.

Кронштейны связывают балки с колоннами и служат для установки и крепления на них других элементов сборочного приспособления.

Для сборки небольших узлов и панелей самолета применяются сборочные приспособления рамной конструкции. Рамы приспособлений устанавливаются на стойки, смонтированные на фундаментальные плиты. На некоторых приспособлениях рамы вращаются на подшипниках и снабжены стопорными устройствами для фиксации в необходимом положении.

Установочные элементы (рисунок 8.5) в сборочном приспособлении служат базами для установки фиксаторов плоскостей узлов стыка, рубильников и ложементов, определяющих аэродинамические обводы агрегатов, панелей и отсеков самолета. Поэтому посадочные места для этих элементов и монтаж последних в приспособлении относительно выбранных баз должны быть выполнены с определенной точностью.

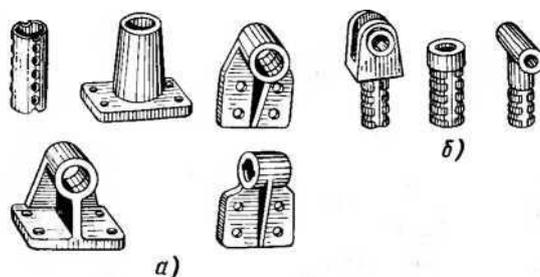


Рисунок 16.5 – Типовые конструкции установочных элементов сборочных приспособлений:

- а – кронштейны и стаканы для крепления фиксаторов;
- б – вилки и втулки фиксаторов

Фиксирующие и зажимные элементы (рисунок 16.6) сборочных приспособлений, непосредственно соприкасающиеся с точками, плоскостями и аэродинамическими обводами собираемых в приспособлении элементов узла, панели, отсека и агрегата, определяют и фиксируют их взаимное положение. Степень точности сборки изделий зависит от элементов, поэтому к жесткости и точности их монтажа предъявляются повышенные требования.

Для обеспечения требуемой точности монтажа в приспособлении фиксирующих и зажимных элементов разработаны технологические процессы монтажа с применением эталонов, макетов и специального точного оборудования – инструментальных стендов и плаз-кондукторов. Точность сборки самих сборочных приспособлений контролируется специальными оптическими приборами, позволяющими проверять линейные и угловые параметры, заданные чертежом.

К вспомогательной оснастке сборочных приспособлений относятся элементы обслуживания и хранения – рабочие площадки, помосты, лестницы,

стремянки и стеллажи, а также элементы энергоснабжения – электропровода и воздушные трубопроводы, по которым подается энергия для инструментов.

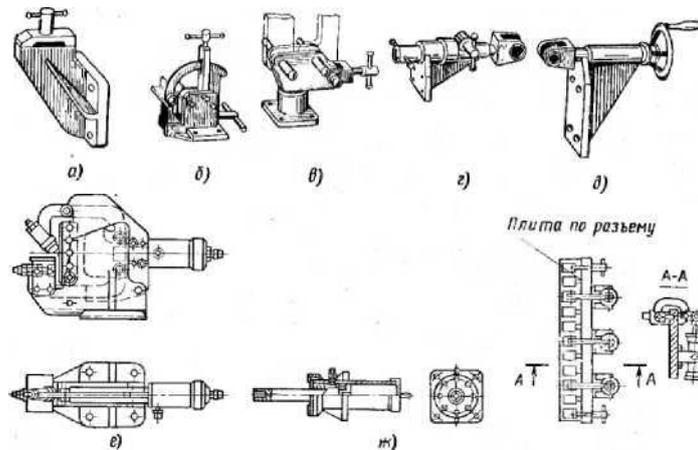


Рисунок 16.6 – Типовые конструкции фиксирующих и зажимных элементов сборочного приспособления: Рычажно-винтовые: а – фиксатор с винтовым зажимом; б – фиксатор с рычажно-винтовым зажимом; в – фиксатор с винтовым поджимом; г – выдвигной фиксатор с тангенциальным зажимом; д – выдвигной фиксатор. Пневмогидравлические: е – фиксатор с гидравлическим поджимом; ж – выдвигной фиксатор; з – прижимы для фиксации профилей разьема

Элементы обслуживания и хранения стандартизированы, что позволяет быстро их монтировать и демонтировать. Все элементы обслуживания и хранения должны обеспечивать удобство и безопасность сборочных работ и создавать условия для повышения производительности труда.

При стапельной сборке секций или агрегатов самолета неизбежно возникают поводки и искажения геометрии разъемов. Восстановление требуемой геометрии и обеспечение полной взаимозаменяемости достигается путем введения в конструкцию разъемов технологического компенсационного припуска и последующего его снятия путем механической обработки окончательно собранных секций или агрегатов в специальных агрегатно-разделочных стендах. В этих стендах производится фрезерование сопрягаемых поверхностей и расточка (разделка) стыковых отверстий.

Применение универсальных металлообрабатывающих станков для этих целей в большинстве случаев неприемлемо. Поэтому агрегатно-разделочные стенды, как правило, проектируются и изготавливаются на самолетостроительных заводах. Такие стенды оснащены универсальными сверлильными и фрезерными станками, кондукторами, копирами, измерительными приборами, поддерживающими и регулируемыми устройствами.

На рисунке 16.7 приведена схема агрегатно-разделочного стенда, в котором производится разделка стыковых отверстий и фрезерование плоскостей проушин крыльев самолета. Аналогичный стенд может быть применен для фрезерования фланцевого разьема и расточки отверстий хвостовой части фюзеляжа.

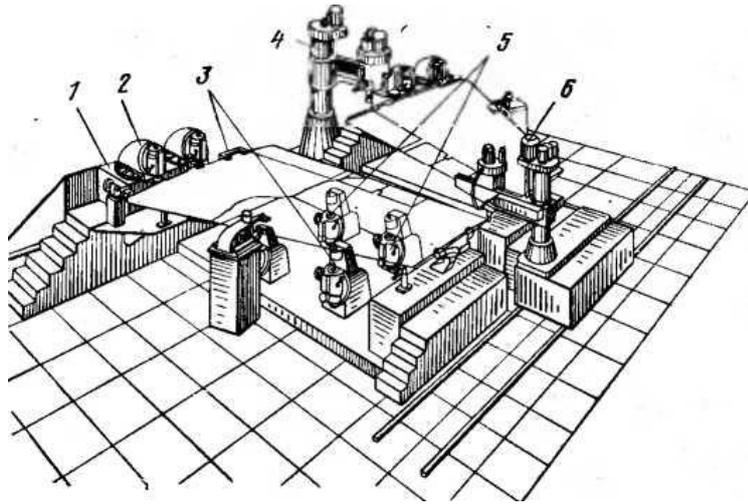


Рисунок 16.7 – Агрегатно-разделочный стенд крыла:

- 1 – рама станка; 2 – поворотная головка для фрезерования плоскостей рам 7 и 9;
 3 – кондукторы; 4 – радиально-сверлильный станок; 5 – сверлильные головки;
 6 – радиально-сверлильный станок для разделки отверстий под балансировочную штангу

16.3 Проектирование сборочных приспособлений

Факторами, определяющими конструкцию сборочного приспособления, являются основные конструктивные и технологические характеристики собираемого в приспособлении узла, панели, отсека или агрегата самолета.

К конструктивным характеристикам собираемых элементов относятся: геометрическая форма и габаритные размеры изделия, определяющие размеры и форму сборочного приспособления;

- вид главной базирующей поверхности изделия, т. е. поверхности, подлежащей фиксированию в приспособлении и определяющей количество и форму фиксаторов обвода (рубильников и ложементов);
- виды и места плоскостей разъемов и узлов стыков изделий, определяющих количество, конструкцию и габаритные размеры плит и разъемов и рам жесткости;
- виды соединений изделий между собой, определяющие необходимый инструмент и оборудование.

К технологическим характеристикам собираемых элементов относятся:

- метод и средства достижения взаимозаменяемости заготовительной и сборочной оснастки (плазово-шаблонный или эталонно-шаблонный);
- метод и способ сборки (метод указывает, с чего начинается сборка: с обшивки или каркаса, а способ – как ведется сборка: по сборочным или базовым отверстиям);
- последовательность выполнения сборочных операций и их содержание.

Исходными материалами для проектирования сборочных приспособлений являются:

- а) чертежи собираемого изделия и технические требования к его сборке;
- б) карты технологического процесса сборки изделия, определяющие:
- номенклатуру и вид поставляемых на сборку элементов собираемого изделия;
 - последовательность установки и фиксации в приспособлении собираемых элементов;
 - количество и вид крепежных элементов;
 - номенклатуру инструмента и оборудования, применяемого при сборке;
 - средства, используемые для механизации процесса сборки (например, быстродействующие зажимные устройства, сварочные, клепальные и сверлильно-зенковальные головки и др.);
 - трудоемкость и цикл операций и сборки узла в целом;
- в) технические условия на проектирование приспособлений, где должны быть указаны:
- основные сборочные базы и фиксируемые элементы собираемого изделия;
 - сопрягаемые элементы собираемого изделия;
 - требуемая степень точности сборки, которую необходимо обеспечить в приспособлении;
 - технические средства монтажа и контроля сборки;
 - положение собираемого изделия в приспособлении;
 - методы обеспечения взаимозаменяемости;
 - чертеж общего вида приспособления с расположением элементов его каркаса;
 - направление и средства выема готового элемента изделия из приспособления;
 - номенклатура вспомогательной оснастки;
- г) альбомы чертежей стандартных деталей и узлов и типовых компоновок стандартизованных приспособлений.

Проектирование приспособления начинается с детального изучения чертежей и технологического процесса сборки изделия в нем. В случае необходимости могут разрабатываться дополнительные требования к приспособлению.

Развитие цифровых технологий привело к широкому использованию в качестве средства проектирования, компьютерного трехмерного моделирования. Это позволило, не снижая точности геометрической увязки изделия и технологической оснастки существенно сократить сроки и трудоемкость подготовки производства. Произошло это не только за счет совмещения процесса вычерчивания чертежей с процессом увязки, т.е. создания двухмерного электронного чертежа-плаза или трехмерной модели изделия, но и за счет сокращения количества технологических средств переноса информации (шаблонов, макетов) от ЭМ чертежа-плаза, ЭМ самолета до изделия «в металле». Этот метод увязки получил название «расчетно-плазовый».

В настоящее время, как и в традиционном методе, проектирование сборочных приспособлений выполняется вычерчиванием средствами 2d графики. Привязка конструкции изделия и СП осуществляется к тем же базовым осям конструкции планера, а не к геометрии собираемого изделия.

Проектирование, т.е. вычерчивание каждой из деталей входящих в конструкцию приспособления для сборки с простановкой геометрических размеров и шероховатостей поверхностей была принята и используется до настоящего времени в тех случаях, когда по каким-то причинам предприятие не может использовать программное обеспечение для создания трехмерных моделей.

Кроме того, наличие двух источников информации (цифрового и графического) достаточно часто приводит к ошибкам при их совмещении.

Современные САД системы позволяют исключить этап вычерчивания чертежей за счет их параметрического ассоциативного построения по исходной 3D модели, а при переходе на безбумажную технологию, в решении задач проектирования, использовать электронную модель (ЭМ) с полным электронным определением, как изделия, так и приспособления для его сборки.

Разработана методика параметрического ассоциативного проектирования СП. Блок-схема предлагаемого параметрического ассоциативного проектирования СП представлена на рисунке 16.8.

Проиллюстрированная методика ассоциативного проектирования СП состоит из следующих этапов:

а) разработка библиотек параметрических ЭМ стандартных элементов СП – крепежа, вилок, стаканов, стандартных фиксаторов, стандартных зажимных элементов с формированием ассоциативных связей (с использованием статистики) между осями их отверстий, между их базовыми поверхностями, рабочими и оппозитными поверхностями фиксаторов, поверхностями каркаса СП.

б) подбор базовых фиксаторов.

в) расчет погрешности сборки при заданном способе базирования.

г) назначение конструктивной схемы СП.

д) расчет каркаса на жесткость.

е) разработка ЭМ базовых фиксаторов с определением ассоциативных связей между базовой поверхностью СЕ и рабочими поверхностями базовых фиксаторов, а также с оппозитными поверхностями.

ж) разработка ЭМ СП путем проектирования «сверху», начиная с каркаса с определением ассоциативных связей между осями базовых отверстий фиксаторов и поверхностями каркаса, наиболее приближенными к данным осям.

з) включение в ЭМ СП параметрических ЭМ стандартных элементов.

и) разработка конструкторской документации на СП по разработанной ЭМ.

Использование разработанной методики ассоциативного проектирования СП по ЭМ изделия может существенно повысить точность собранного из-

делия в том числе, за счет возможности оптимизации выбранных баз, поскольку, как известно (по теории базирования), погрешность при сборке в приспособлении напрямую зависит от погрешности его изготовления.

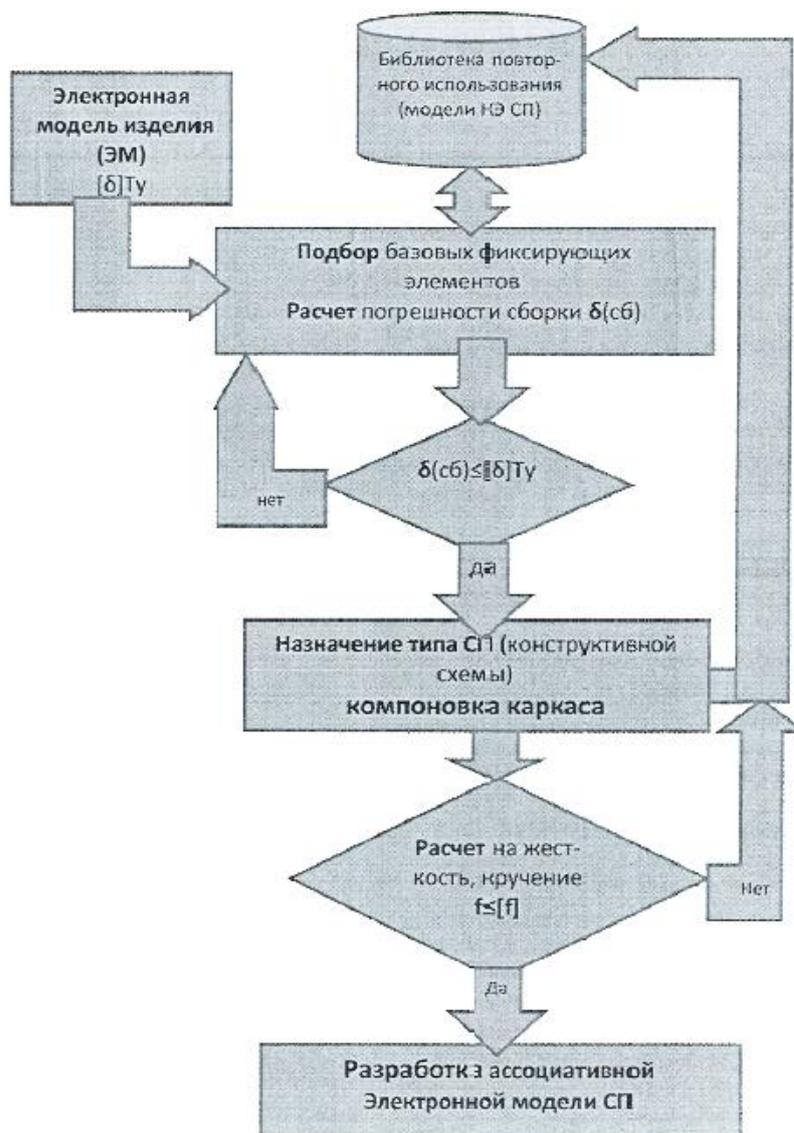


Рисунок 16.8 –Блок-схема параметрического проектирования СП

16.4 Изготовление и монтаж сборочных приспособлений

Все элементы сборочных приспособлений изготавливаются по технологии, принятой в общем машиностроении. Исключение составляют фиксирующие элементы (рубильники и ложементы), образующие рабочие поверхности обвода изделия [1].

В связи с большой трудоемкостью и сложностью изготовления рабочих контуров металлических рубильников и ложементов, обусловленной точностью их окончательной подгонки по контуру собираемого изделия, в производстве широко применялось получение рабочего контура посредством слепка

из карбинольно-цементной массы, снимаемого с макета поверхности изделия. Однако, этот метод вытесняется фрезерованием контура на станках ЧПУ. В настоящее время широко применяются специальные технологические процессы монтажа сборочных приспособлений, обеспечивающие высокую точность установки его фиксирующих элементов и устраняющие все операции подгонки и доработки деталей.

Сущность этих процессов заключается в том, что фиксирующие элементы приспособлений монтируются не непосредственно на жестких элементах каркаса (например, балках), а на промежуточных (установочных) элементах их крепления (станках, втулках), в которых фиксирующие элементы закрепляются при помощи специальной цементной массы. В состав цементной массы входят: глиноземистый цемент марки 500, строительный или формовочный гипс, хлористый литий и вода.

Необходимая точность установки фиксирующих элементов достигается следующим образом. Сначала с большими допусками (± 2 мм) на балках устанавливаются и привариваются установочные элементы (стаканы), затем в них при помощи специального оборудования точно выставляются фиксирующие элементы.

Для устранения погрешностей при монтаже фиксирующих элементов между последними и стаканами предусматривается зазор. Заливаемый в зазор наполнитель играет роль компенсатора между недостаточно точно выставляемыми с помощью инструментального стенда фиксирующими и зажимными элементами.

Во время заливки фиксирующие элементы поддерживаются в заданном положении при помощи инструментальных стендов или эталонов и макетов собираемых изделий.

Особенностью цементной массы является то, что при затвердевании она не изменяет своего объема, сохраняя заданное положение фиксирующих элементов. Технология заливки предусматривает, чтобы поверхности, соприкасающиеся с наполнителем, обезжиривались до заливки его в стаканы. Время выдержки наполнителя с момента заливки стержней фиксирующих элементов до освобождения их от поддерживающих средств – 7...12 мин.

Полное затвердение наполнителя происходит через 2...3 суток. До истечения этого срока стержень фиксирующего элемента не должен подвергаться ударам, толчкам или каким-либо нагрузкам. Монтаж в залитых элементах оснастки допускается не ранее чем через 2 суток с момента заливки.

Изготовление отдельных элементов и монтаж сборочной оснастки производятся при помощи:

- инструментального (монтажного) эталона;
- плаз-кондуктора и инструментального стенда;
- высокоточных оптических приборов и лазеров;
- оборудования с ЧПУ.

17 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА МОНТАЖНО-ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ РАБОТ

17.1 Бортовые системы самолета

Бортовые системы самолетов можно классифицировать по двум основным признакам: по назначению и виду применяемых коммуникаций.

По назначению бортовые системы подразделяют на следующие:

- силовые установки (СУ);
- двигатели и обслуживающие их системы;
- системы запуска двигателей, системы управления двигателями, топливные системы, системы управления воздухозаборниками, системы управления регулируемого сопла двигателя и т. д.;
- системы управления полетом летательного аппарата (СУП): пилотажно-навигационное оборудование (ПНО), системы наведения на цель;
- энергосистемы (ЭС): гидравлические и пневматические системы;
- специальные системы, состав которых меняется в зависимости от типа и назначения летательного аппарата: взлетно-посадочные устройства (ВПУ), электротехническое оборудование (ЭТО), радиотехническое оборудование (РТО), пассажирско-бытовое оборудование для пассажирских самолетов и вертолетов (ПО), системы высотного оборудования, системы спасения, противообледенительные системы, противопожарные системы и т. д.

По применяемым средствам коммуникаций системы можно подразделить на электропроводные, трубопроводные, кинематические и смешанные.

Электропроводные системы содержат электро-, радио- и пилотажно-навигационные системы; трубопроводные, гидравлические и газовые системы; а кинематические – механические системы (тросовые, типа вал—шестерня и т. д.).

Элементы бортовых систем можно рассматривать по двум признакам: функциональному и конструктивно-технологическому.

Функциональным элементом конструкции бортовых систем называется часть системы, имеющая определенное функциональное значение.

Эти элементы можно разделить на основные и вспомогательные (установочные).

К основным функциональным элементам систем относятся:

- источники и преобразователи энергии;
- исполнительные органы;
- датчики информации;

- элементы автоматики;
- счетно-решающие и вычислительные устройства;
- указательные и измерительные приборы; коммуникации.

Для закрепления основных функциональных элементов используют специальные крепежные элементы (хомуты, скобы, колодки, замки и т. п.) и универсальные (болты, винты, заклепки и т. п.).

Вспомогательными установочными функциональными элементами называются промежуточные и крепежные элементы.

Все основные и вспомогательные функциональные элементы бортовых систем соединяются согласно чертежам, принципиальным и монтажным схемам, составленным в соответствии с назначением монтируемой системы.

Все соединения можно разделить на два больших класса:

- разъёмные, допускающие разъединение и повторное соединение без разрушения основных и крепежных элементов конструкции;
- неразъёмные, не допускающие разъединение элементов без разрушения основных и крепежных элементов.

В процессе производства отдельные функциональные элементы объединяют в самостоятельные монтажные единицы:

а) комплекс бортовых систем, т. е. все бортовые системы, смонтированные на летательном аппарате;

б) участок систем – часть комплекса бортовых систем, смонтированная в отдельных узлах, секциях и агрегатах планера;

в) зона систем – часть участка систем, выделенная по определенному признаку (зона энерго-узлов, зона радиоаппаратуры и т. д.);

г) монтажный узел – часть участка или зоны, выполняющая ограниченные функции (монтажная гидравлическая панель, щиток, приборная доска, этажерка, пульт и т. д.);

д) блок – часть монтажного узла, зоны или участка систем, собранная в одном корпусе; в виде блоков поставляются приборы, радиоаппаратура, электрические и гидравлические агрегаты, электрораспределительные коммутационные коробки и другие элементы;

е) коммуникации – часть монтажного узла, зоны или участка систем, предназначенная для соединения отдельных функциональных и технологических элементов между собой; при этом различают следующие виды коммуникаций: электропроводные (отдельные электропровода, электро-жгуты и кабели), трубопроводные (трубы гидравлических, топливных и газовых систем) и механические (тросы и тяги систем управления полетом и двигателем).

При рассмотрении конструктивно-технологического членения бортовых систем следует иметь в виду, что если один из рассматриваемых элементов, например блок или элемент коммуникации, является составной частью другого элемента, например монтажного узла, то монтажный узел по отношению

к блокам и этим коммуникациям будет элементом конструкции высшего порядка, а блоки и коммуникации по отношению к монтажному узлу – элементами низшего порядка.

Бортовые системы как объекты производства имеют следующие особенности.

Сложность, определяемая многоэлементностью и большим числом соединений между элементами и соответственно значительной длиной коммуникаций. Так, например, только количество потребителей электрической энергии на современном тяжелом самолете достигает 1500 и более единиц, протяженность электропроводки может составлять 500 км, а количество паяных и спрессованных проводов 20...30 тысяч. Протяженность трубопроводов на один самолет колеблется от 300 до 900 м, при этом количество соединений достигает нескольких тысяч [1]. Ряд деталей и элементов весьма сложны по конструкции: сложная форма, большие габариты и малая жесткость. К таким элементам бортовых систем следует, в первую очередь, отнести трубопроводы и электро-жгуты. В связи с повышением летно-тактических требований к летательным аппаратам и внедрением широкой автоматизации объем оборудования и оснащения увеличивается.

Сложность условий эксплуатации и критичность к влиянию различных дестабилизирующих факторов: механических, тепловых, климатических и т.д.

Повышение значений таких характеристик систем, как мощность, давления в гидросистемах, температурные режимы работы и т. д. Давление рабочей жидкости в гидросистемах может достигать 28,0.. .30,0 МПа.

Высокая плотность монтажей, вызванная необходимостью размещения многочисленных систем с их коммуникациями при почти тех же габаритах летательных аппаратов.

Недостаточная технологичность, что затрудняет механизацию и автоматизацию монтажных работ.

Сменяемость и модернизация конструкций систем в процессе их производства.

Относительно высокий процент отказов, падающий на долю бортовых систем.

17.2 Характеристика работ по монтажу систем самолёта

Технологическим процессом монтажа называют установку и крепление элементов бортового оборудования и коммуникаций на планере самолета, а также соединение их между собой с последующим контролем их работы. Технологический процесс монтажных работ представляет собой совокупность технологических операций с применением соответствующих технических средств, инструмента, приспособлений и технологического оборудования, в

результате выполнения которых элементы монтируемой системы занимают относительно друг друга строго определенное положение и соединяются способами, предусмотренными конструкцией системы.

Обычно монтажные работы выполняются в следующей последовательности:

- монтаж механического оборудования и приборов;
- прокладка элементов трубопроводных систем;
- прокладка жгутов кабельной сети электро- и радиооборудования.

По месту проведения основные виды монтажных работ различают внестендовые (верстачные) работы и стендовые работы (рисунок 17.1).



Рисунок 17.1 – Классификация монтажных работ по месту проведения

Стендовые монтажные работы выполняются на планере летательного аппарата (секциях и агрегатах). В соответствии с этим можно различать стендовый агрегатный монтаж зон и участков систем в технологически самостоятельных секциях и агрегатах планера и окончательный монтаж бортовых систем в летательном аппарате.

Окончательный монтаж включает обычно стыковку коммуникаций, проложенных и закрепленных в отдельных секциях и агрегатах планера, установку наиболее дорогостоящих элементов бортовых систем, не охваченных панелированием (например, радиостанции).

Относительное увеличение объема верстачных работ способствует расщеплению и более правильному распределению монтажных работ по цехам завода, сокращению цикла монтажных работ и повышению качества монтажа бортовых систем. Относительного увеличения объема верстачных работ можно добиться путем широкого внедрения методов панелирования бортовых систем.

По составу операций монтажные работы можно разделить на четыре группы (рисунок 17.2).



Рисунок 17.2 – Классификация монтажных работ по составу операций

К первой группе следует отнести подготовку к монтажу, которая включает в себя следующие работы: расконсервация покупных элементов систем; комплектование оборудования с арматурой; зачистка элементов систем и деталей планера под металлизацию.

Ко второй группе относятся работы по установке и креплению различного оборудования и коммутационной аппаратуры, приборов, радиоаппаратуры, агрегатов и т. д.

К третьей группе следует отнести работы по прокладке и креплению коммуникаций: электро-жгутов и кабелей; трубопроводов и шлангов, тяг и тросов.

К четвертой группе – работы по соединению элементов коммуникаций между собой и оборудованием; при этом электрические соединения осуществляют с помощью штепсельных разъемов, болтов и лепестков.

При монтаже установка оборудования может выполняться с применением различных способов базирования:

- базирование по месту данного элемента в конструкции планера;
- базирование по сборочным отверстиям (СО);
- базирование по разметке;
- базирование по координатно-фиксирующим отверстиям;
- базирование в монтажном приспособлении.

Монтаж механизмов, приборов управления и другого оборудования осуществляется, как правило, по СО, имеющимся на предварительно установленных и выверенных кронштейнах и плитах. Если отдельные элементы оборудования плотно скомпонованы, то они собираются на панелях вне агрегатов. Панелированный монтаж осуществляется на специальных рабочих местах и поэтому значительно снижает трудоемкость агрегатной сборки. Трубопроводы при монтаже вначале присоединяются к штуцерам оборудования, а затем крепятся к элементам каркаса или кронштейнам агрегата.

Прокладке трубопроводов и жгутов бортовой кабельной сети предшествует работа по подготовке зон в агрегатах, где намечена проводка коммуникаций. С этой целью отверстия в деталях каркаса, через которые прокладываются коммуникации, а также кромки деталей в районе возможного касания с трубопроводами и жгутами оклеиваются резиновыми или войлочными про-

кладками. При монтаже трубопроводов и жгутов кабельной сети особое внимание уделяют выдерживанию и контролю монтажных зазоров, оговоренных в ТУ.

Операции по прокладке и креплению трубопроводов и жгутов чередуются с контролем качества монтажа. При этом контролируются зазоры, оговоренные в ТУ, соответствие монтажа схеме, качество крепления и контролки винтов и т. д. По окончании монтажных работ агрегат очищается от возможных загрязнений с помощью пылесоса, проверяется на отсутствие посторонних предметов и поступает на контрольно-испытательную станцию. При испытаниях проверяется прочность трубопроводных систем, герметичность соединений, прочность электрической изоляции жгутов, правильность соединений в цепях и т. д. При положительных результатах испытаний монтажные узлы пломбируются ОТК и агрегат поступает на общую сборку РС.

Монтажные работы механических систем самолёта имеют свои специфические особенности:

- в большинстве случаев бортовые системы монтируются в стесненных условиях;
- агрегаты и приборы бортовых систем очень чувствительны к внешним механическим воздействиям и загрязнению, поэтому малейшая небрежность при транспортировке и монтаже может привести к нарушению их работоспособности;
- часто невозможно предварительно полностью собрать какую-либо систему бортового оборудования, так как элементы системы значительно удалены друг от друга.

Для обеспечения высокого качества и надежности бортового оборудования в серийном производстве самолетов (вертолетов) необходимо соблюдение следующих основных требований:

- все системы бортового оборудования подвергаются конструктивно-технологической отработке на теоретических плазах (плоских и объемных), на макетах систем и стендах, образующих отдельные функциональные и комплексные системы, и, наконец, на технологических агрегатах и головном самолете (вертолете). При этом проводят не только геометрическую увязку, но и функциональную обработку систем, методов и средств их контроля;
- все комплектующие элементы бортового оборудования, приборы, материалы и полуфабрикаты подвергаются 100 %-му входному контролю;
- определенные группы монтажных операций закрепляются за рабочими местами и исполнителями;

- в процессе монтажа периодически контролируются технические характеристики оборудования, инструмента, контрольных и измерительных средств;
- смонтированные системы проходят выходной автоматизированный контроль в условиях, приближающихся к эксплуатационным, и тренировку для приработки отдельных элементов радио- и электрооборудования.

Кроме того, на головном и технологическом самолетах проводятся ресурсные испытания для определения работоспособности и долговечности бортовых систем.

17.3 Характеристика работ по испытаниям и контролю систем самолёта

Для определения степени соответствия смонтированных систем и элементов техническим требованиям их подвергают испытанию и контролю на различных этапах производства.

Большинство бортовых систем состоит из значительного числа элементов, находящихся в сложной взаимосвязи друг с другом. Первоначальной мерой, определяющей соответствие смонтированной системы техническим требованиям, может служить сам факт ее функционирования после приведения в рабочее состояние.

Обычно приведение системы в рабочее состояние связано с подачей в систему питания командных сигналов, а также различных стимулирующих воздействий. Стимулирующие воздействия имитируют с той или иной степенью приближения нагрузки, действующие на летательный аппарат в процессе эксплуатации, а также сигналы, служащие для передачи информации между системами и их элементами. При выборе стимулирующих воздействий возникает проблема точности воспроизведения, а в ряде случаев и проблема обеспечения их подобия известным факторам условий окружающей среды и факторам условий работы бортовых систем.

Комплекс работ по приведению системы или ее части в рабочее состояние с целью оценки каких-либо ее свойств называется испытанием.

Комплекс работ по измерению, регистрации и оценке контролируемых параметров называется контролем.

Параметрами называются величины, характеризующие геометрические, механические, физические, химические, электрические и другие свойства бортовых систем, влияющие на эксплуатационные показатели систем.

Параметры систем, которые контролируются в процессе производства и эксплуатации, называются контролируемыми параметрами.

При контроле сложных систем большинство контролируемых параметров характеризуют реакции этих систем на стимулирующие воздействия, поданные на вход. Поэтому контроль таких объектов, как правило, сопровождается их испытанием.

Поскольку показателями надежности являются вероятность безотказной работы, интенсивность отказов или наработка на отказ, испытания и контроль для получения этих показателей необходимо продолжать до появления отказов. Соответственно испытания на долговечность и, в частности, на ресурс проводят до разрушения или недопустимой степени износа изделия.

Испытания и контроль бортовых систем являются частью общей программы разработки методов оценки качества продукции. Измерение – это процесс получения информации в виде численного отношения между измеряемой величиной и некоторым ее значением, принятым за единицу.

По своей природе контролируемые параметры могут быть разделены на геометрические и физические. В последнюю группу условно относят механические, электрические, а также химические и другие параметры.

По характеру выявляемых дефектов контролируемые параметры можно разделить на параметры, определяющие качество монтажа, и параметры, определяющие качество функционирования.

Параметры, определяющие качество монтажа, характеризуют качество собственно монтажных работ: подготовку к монтажу, установку и крепление блоков, прокладку и крепление коммуникаций и соединение элементов. Эти параметры могут быть разделены на геометрические и физические.

К геометрическим параметрам относятся: зазоры (между коммуникациями, блоками и деталями планера); радиусы изгиба трубопроводов и электрожгутов; параллельность трубопроводов; величина провисания электрожгутов и т. д.

К физическим параметрам относятся: герметичность; чистота внутренних поверхностей кессонов баков; прочность, определяемая опрессованием; гидравлические сопротивления; отсутствие коротких замыканий; сопротивление изоляции; прочность изоляции, сопротивление обмоток, переходные сопротивления и т. д.

Параметры, определяющие качество функционирования, характеризуют качество регулировочных и наладочных работ. К этим параметрам относятся, главным образом, физические параметры:

- перемещение различных элементов кинематических схем бортовых систем и планера (механические параметры);
- силовые характеристики систем;
- передаточные функции;
- состояние различных элементов бортовых систем и другие свойства;
- время выполнения определенных функций.

18 ОТРАБОТКА И КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА БОРТОВЫХ СИСТЕМ САМОЛЁТА

18.1 Отработка и контроль качества гидрогазовых и механических систем

В процессе производства (до летных испытаний) гидрогазовые и механические системы подвергают тщательной отработке и контролю качества функционирования в цехах агрегатной и окончательной сборки, а также в контрольно-испытательной станции (КИС), чтобы выявить основные дефекты изготовления и монтажа систем. Основными параметрами, по которым производят отработку и контроль качества функционирования гидрогазовых систем, являются следующие:

- время срабатывания отдельных механизмов и систем в целом;
- синхронность срабатывания отдельных систем (левой, правой);
- углы отклонения управляемых плоскостей;
- температура в отдельных узлах и элементах систем;
- давления в различных точках гидрогазовых систем.

При проверке качества функционирования обращают внимание также на срабатывание отдельных устройств и механизмов контролируемых систем, при этом проверяют: четкость срабатывания сигнализации (например, выпуск и уборка шасси); четкость срабатывания замков и других узлов; проверяется также правильность регулировок отдельных механизмов по плавности хода, величине зазоров и т. д.

При отработке гидрогазовых систем в совокупности с системами управления необходимо также обрабатывать и контролировать усилия и моменты, развиваемые различными органами и элементами систем, а именно:

- замер усилий на органах управления летательным аппаратом (колонках, штурвалах, педалях и т. д.); этот замер часто выполняется в зависимости от углов отклонения соответствующих управляемых поверхностей с вычерчиванием графика;
- замер усилий и моментов, развиваемых на управляемых поверхностях;
- замер усилий трения в системе; этот замер выполняется наложением пружинной тяги на характеристику усилия от угла поворота.

Измерение усилий выполняется с помощью специальных динамометров и тензометрических датчиков, устанавливаемых на соответствующие элементы систем.

Стенды для комплексных проверок с имитацией полетных условий создаются как для отработки и контроля участков систем в отдельных агрегатах и отсеках летательных аппаратов в цехах агрегатной сборки, так и для отработки и контроля полностью собранных систем в цехах окончательной сборки.

Дефекты стыковки и соединения участков систем, смонтированных в отдельных агрегатах и отсеках летательных аппаратов, выявляются с помощью стендов комплексной отработки полностью собранных гидрогазовых систем.

Стенды для комплексной отработки и контроля систем управления должны обеспечивать дистанционный контроль параметров с автоматической регистрацией результатов контроля, приближение условий испытаний к условиям полета, а также должны обеспечивать возможность многократных включений и отключений системы при ее отработке.

Обеспечение надежной работы гидрогазовых систем заключается в их отработке, контроле и испытании в условиях, имитирующих эксплуатационные.

Одной из важных задач является разработка единой методики и рекомендаций по проведению контрольно-испытательных работ и создание типовых конструкций автоматизированного контрольно-испытательного оборудования.

В настоящее время отработка, контроль и испытание гидросистем выполняется в несколько этапов:

- промывка гидросистемы с контролем чистоты рабочих жидкостей;
- проверка герметичности гидрогазовых систем;
- отработка и контроль работоспособности гидрогазовых систем (контроль на функционирование).

18.2 Испытание и контроль работоспособности электрических систем

После контроля качества монтажа производится проверка под током всех электрических систем: систем обогрева крыльев и хвостового оперения, электрических пилотажно-навигационных систем управления полетом (автопилота и др.), систем запуска турбогенераторной установки, систем управления закрылками и т. д.

Наибольшую сложность представляет проверка под током электрических пилотажно-навигационных систем управления полетом.

В основу схемы автопилота положен принцип регулирования по углу и угловой скорости при наличии жесткой обратной связи. Сигналы, пропорциональные угловым отклонениям и угловым скоростям самолета, стабилизируют самолет относительно центра тяжести, а жесткая обратная связь обеспечивает каждому суммарному управляющему сигналу пропорциональное отклонение управляемых плоскостей самолета.

Распространенные методы контроля системы управления с помощью ручного стола завалов для ЦГВ, скоростного стола для БДГ, комбинированной проверочной установки для проверки корректора высоты КВ-1 и механических угломеров для определения углов отклонения управляемых плоскостей имеют целый ряд недостатков, из которых отметим следующие:

- недостаточная точность измерения углов отклонения управляемых плоскостей механическими угломерами с визуальным отсчетом;
- возможность создания неправильных завалов и разворотов гироскопических агрегатов из-за возможных ошибок при визуальных отсчетах углов по нониусам при ручном управлении столов;
- невозможность проверить работу автопилота в динамических режимах (т. е. в условиях непрерывного изменения величины завалов по определенному закону с контролем углов отклонения исполнительных органов); большие неудобства контроля, связанные с тем, что при оценке углов отклонения рабочий должен находиться непосредственно около управляемых плоскостей и передавать значения углов в кабину.

Требования повышения качества отработки контроля и испытания систем управления могут быть выполнены только при условии всесторонней автоматизации этих работ.

Испытание и контроль работоспособности электросистем летательных аппаратов производят с помощью универсальных стендов с числовым программным управлением.

В процессе контроля системы обогрева крыльев проверяются: сила тока, потребляемая каждым нагревательным элементом; последовательность включения нагревательных элементов; циклограмма работы программного механизма.

В процессе контроля автопилота имитируются воздействия от порывов ветра, эволюции самолета, изменения высот полета и т. д. При этом проверяются:

- углы отклонения рулей;
- работа автопилота от пульта управления;
- работа автопилота по тангажу, крену и курсу;
- работа автопилота от блока демпфирующих гироскопов;
- работа автопилота от корректора высоты;
- отключение автопилота от управления самолетом;
- передаточные отношения: а) по углам; б) по угловым скоростям; в) по перекрестным связям; г) от корректора высоты;
- временные параметры автопилота;
- работа автопилота в условиях, имитирующих порывы ветра, эволюции самолета, изменения высот и т. д.

В процессе контроля системы запуска турбогенераторной установки имитируют работу системы от аэродромного питания, от аккумуляторов, холодную прокрутку, прекращение запуска, работу в режиме питания бортовой сети, работу отдельных электроагрегатов системы.

При этом проверяют:

- последовательность и моменты включения и выключения агрегатов системы, в процессе запуска;

- напряжение на агрегатах систем в определенные моменты времени; изменение напряжения на агрегатах по времени.

В процессе контроля системы управления закрылками имитируются отказы в работе двигателей механизма выпуска.

При этом проверяют:

- углы отклонения;
- время выпуска и уборки;
- плавность выпуска и уборки.

Контроль проводится в условиях работы системы от одного и двух двигателей механизма выпуска.

В процессе контроля системы запуска двигателей имитируется работа системы при запуске в воздухе, на земле (от ТГ-16 и от аэродромного питания) при холодной прокрутке, при прекращении запуска. При этом проверяются:

- последовательность и моменты включения и выключения агрегатов системы в процессе запуска;
- напряжение на агрегатах системы в определенные моменты времени;
- изменение напряжения на агрегатах по времени.

В процессе контроля системы обогрева хвостового оперения проверяются:

- сила тока, потребляемая каждым нагревательным элементом;
- последовательность включения нагревательных элементов;
- циклограмма работы программного механизма.

Аналогичные стенды применяются и для контроля радиоэлектронных систем (рисунок 18.1).

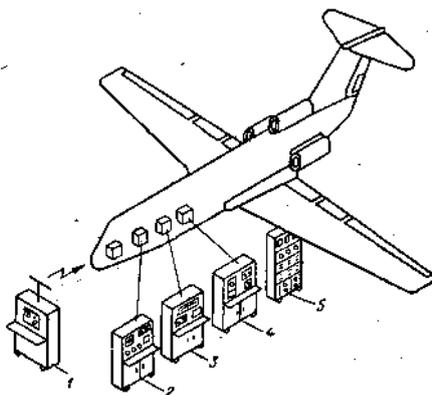


Рисунок 18.1 – Система автоматизированного контроля и отработки радиоэлектронного оборудования самолетов:

- 1 – стенд для контроля систем посадки, 2 – стенд для контроля радиосвязного оборудования; 3 – стенд для контроля радиолокационного оборудования, 4 – стенд для контроля радионавигационного оборудования, 5 – программно-измерительное и регистрирующее устройство Составление оптимальных программ контроля электрических и радиоэлектронных систем и получение перфолент для стендов с числовым программным управлением производится с помощью ЭВМ

19 ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА

Летные испытания самолетов проводятся в аэродромном цехе, основным звеном которого является летно-испытательная станция (ЛИС). В зависимости от вида испытаний и их ориентации трудоемкость работ, выполняемых в этом цехе, может составлять от 5 до 10% от общей трудоемкости изготовления самолета. Для сокращения сроков изготовления самолетов стремятся к уменьшению объема работ в аэродромном цехе за счет выполнения ряда работ в сборочных цехах [17, 70]. В аэродромном цехе проводится приемка самолета от цеха общей сборки, наземная отработка самолета перед летными испытаниями и проведение летных испытаний. После летных испытаний проводится устранение неполадок и окончательная отработка самолета. Аэродромный цех производит также сдачу самолета заказчику.

ЛИС обычно включает одно или несколько зданий и летное поле, имеющие одну или несколько взлетно-посадочных полос. В зданиях расположены участки общей отработки самолетов и подготовки их к полету, командно-диспетчерский пункт, оборудованный радиоаппаратурой для управления всей летной работой, лаборатории, гараж, мастерские, склады и другие хозяйственные помещения. Участки общей отработки самолетов могут располагаться и на открытых площадках, оборудованных комплектом стремянок, постоянными точками питания электроэнергией и сжатым воздухом.

В состав ЛИС, кроме оборудования рабочих мест для работ на самолете, входят также склады горючих и смазочных материалов, зарядные станции для аккумуляторов, передвижные стенды и генераторы для проверки электросистем, радиооборудования, гидро-, пневмосистем, подогревательные устройства, силовые установки и многое другое. Гараж включает машины общего назначения, электрокары, буксирующие приспособления, снегоуборочные, санитарные и пожарные машины. Мастерские оснащены станочным парком, сварочными постами, участками для слесарных работ.

Самолеты заправляются топливом и маслом как от топливо- и маслозаправщиков, так и от специальных стендов. Имеются устройства для слива масла и топлива, а также системы заправки кислородом и азотом. Запуск двигателей и проверку работы электро- и радиооборудования производят от источников электрического тока – электрокаров и специальных установок. Для отработки радиооборудования и гидросистем применяются специальные стенды. Для подъема самолета в линию полета и отработки подъема и выпуска шасси применяются специальные гидравлические подъемники.

После приемки самолета от цеха общей сборки на ЛИС проводится проверка электрооборудования, гидро- и пневмосистем, топливной системы, маслосистемы, системы заправки баков и тарировка. Производится проверка

шасси (уборка, выпуск, сигнализация), органов управления самолетом и управления силовой установкой. Проверяется работа двигателей в наземных условиях, а также работа систем спецоборудования, аэронавигации, радиолокации и внешней и внутренней связи.

Проверка каждой системы начинается с осмотра и проверки монтажа в цехе общей сборки, затем производится стендовая проверка систем. При стендовой проверке подключается питание, устанавливаются рабочие режимы работы и системы проверяются в работе. На ЛИС проводится проверка систем при работающем двигателе, когда питание системы проводится от агрегатов, приводимых в движение двигателями. Такие проверки присущи только аэродромному цеху.

Проверка систем производится по инструкциям, в которых указана последовательность работ, способы регулирования и выходные параметры системы.

При проверке органов управления проверяются углы отклонения рулей, элеронов, триммеров, силы на ручку и педали, давление в гидросистеме бустерного управления, отсутствие зазоров в тягах, качалках, силы натяжения тросов. Особое внимание обращается на зазоры между движущимися частями тяг. Натяжение тросов проверяется тензометром, для проверки углов отклонения органов управления применяется специальный угломер.

При проверке выпуска и уборки шасси замеряют время, проверяют закрытие замков, срабатывание сигнализации убранного и выпущенного положения и аварийной сигнализации, вписываемость створок и обтекателей шасси в убранном положении.

Проверка топливной системы начинается с испытаний на герметичность и проверки показаний топливомеров. Тарировку топливомеров производят путем заливки в баки замеренного количества топлива и регулирования показаний самолетных топливомеров. При проверке топливной системы на самолете запрещаются работы, связанные с появлением электрического тока в проводах и искр от ударов. Электропитание топливомеров включается только после заправки и проверки на герметичность. Для лучшего выявления мест течи топливо иногда подкрашивают. Все работы, связанные с заливом и перекачкой топлива при испытаниях, проводят с помощью специальных стендов. Применение стендов значительно сокращает цикл работ по любым видам заливки и слива топлива, когда требуются точные замеры объема, позволяем высвободить рабочих и обеспечить чистоту мест заправки.

При проверке работы двигателей проверяют пусковую систему, температурный режим, давление топлива на различных режимах, работу агрегатов, установленных на двигателе. При проверке масляной системы двигателя особое внимание уделяется чистоте, герметичности, проверяют её функционирование.

Подготовка самолета к полету начинается после отработки всех систем самолета. Самолет укомплектовывается эксплуатационными аккумуляторами, заправляются все его системы. Завершает подготовку предполетный осмотр, который проводит отдел технического контроля, экипаж и представители заказчика.

Летные испытания проводятся по специальной программе, и которой указаны параметры проверяемых систем, методики проверок, режимы работы и т.д. Определяется, что и как должно быть проверено каждым членом экипажа при запуске двигателя, рулежке, взлете, наборе высоты, полете и посадке. Проверяется работа двигателей на земле и в полете на всех режимах, работа органов управления, определяется скороподъемность и скорость самолета на разных высотах, уборка и выпуск шасси, работа высотной и противообледенительной системы, проверяется прочность самолета путем создания перегрузок. Ряд показателей регистрируется контрольно-записывающей аппаратурой.

Все дефекты, обнаруженные в процессе полета, вписываются и полетный лист, в случае необходимости после устранения дефектом проводится повторный полет.

После облета экипажем ЛИС самолет вновь проходит наземную отработку. Самолет осматривается так же, как и перед полетом, проверяется по специальной инструкции состояние различных систем после полета, устраняются все недостатки, выявленные в полете и после осмотра. Особое внимание уделяется выявлению возможных нарушений целостности деталей и их соединений от нагрузок в полете. Для проверки некоторых наиболее ответственных креплений и узлов их выборочно разбирают. В масляной, гидравлической и топливной системах проверяют, нет ли в фильтрах металлической стружки, свидетельствующей о заедании и быстром износе трущихся поверхностей агрегатов. При обнаружении стружки определяют агрегат с дефектами, устанавливают принцип дефекта и заменяют его.

Устранив все дефекты, выявленные при летных испытаниях и послеполетном испытании, самолет готовят к приемо-сдаточному полету экипажа заказчика. Перед полетом представители заказчика проверяют документацию, производят полный предполетный осмотр самолета опробованием на земле работы всех систем и двигателей. Наземное обслуживание полета экипажа заказчика производится службами ЛИС. Техническая готовность самолета к эксплуатации оформляется двусторонним подписанием приемо-сдаточной документации.

Учебное издание

*Бирюк Владимир Васильевич,
Благин Евгений Валерьевич,
Лысенко Юрий Дмитриевич
Угланов Дмитрий Александрович*

АЭРОДИНАМИКА И САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ

Учебное пособие

Редактор Н.С. Куприянова
Компьютерная верстка Л.Р. Дмитриенко

Подписано в печать 12.12.2018. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 11,25.

Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 5(Р5У)/2018.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.