

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ВОРОНЕЖСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «ВГТУ», ВГТУ)

Кафедра самолётостроения

Конспект лекций
по дисциплине

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЁТОВ

Для студентов специальности
25.04.07 «Самолёто- и вертолётостроение»
очной, очно – заочной
форм обучения

Воронеж

1 ОСОБЕННОСТИ РАСЧЁТА НА ПРОЧНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Нагрузки, действующие на летательный аппарат.

По физической природе нагрузки можно разделить на поверхностные и объёмные (массовые) силы.

К поверхностным относятся аэродинамические силы, возникающие на поверхностях самолёта, обтекаемых воздушным потоком, тяга двигателей и силы реакций на колёсах при движении самолёта по земле.

При рассмотрении отдельных агрегатов самолёта, к поверхностным силам следует относить силы, действующие на данный агрегат со стороны остальной конструкции.

К массовым силам относятся силы веса и силы инерции.

К тепловым нагрузкам относятся те температурные градиенты, которые возникают при больших скоростях полёта на передних поверхностях летательного аппарата и обуславливают возникновение температурных напряжений.

Указанные силы учитываются при расчёте летательных аппаратов (ЛА) и их частей на прочность.

1.1 Нормы прочности

Нормы прочности ЛА регламентируют величину и характер распределения нагрузок, действующих на отдельные элементы конструкции при различных режимах его полёта и посадки, величину коэффициентов безопасности и скоростного напора.

Коэффициент безопасности – отношение расчётной перегрузки (расчётного усилия) к эксплуатационной перегрузке (эксплуатационному усилию).

Расчётное усилие P_p :

$$P_p = f \cdot n_3 \cdot G, \quad (1)$$

где: f – коэффициент безопасности,
 n_3 – коэффициент перегрузки максимально допустимой в эксплуатации

n_3 устанавливается в зависимости от назначения самолёта, его веса и максимальной скорости горизонтального полёта.

Коэффициент безопасности

$$f = \frac{P^p}{P^э} , \quad (2)$$

$$f = \frac{n^p}{n^э} , \quad (3)$$

где:

f – коэффициент безопасности,
 P^p – расчётное усилие,
 $P^э$ – эксплуатационное усилие,
 n^p – расчётная перегрузка,
 $n^э$ – эксплуатационная перегрузка,

откуда:

$$n^p = f \cdot n^э , \quad (4)$$

$$f = 1,5 \dots 2,0.$$

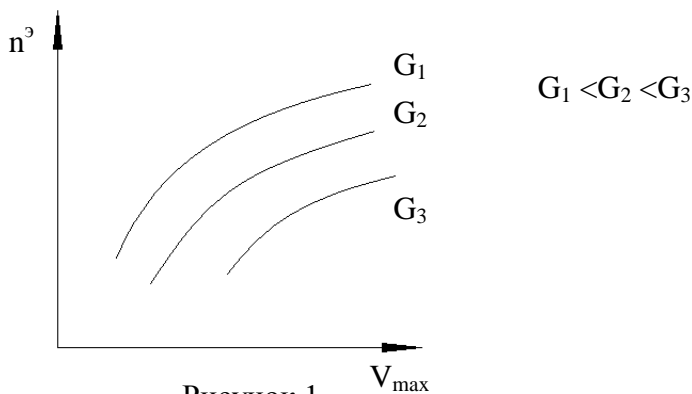


Рисунок 1

Зависимость эксплуатационной перегрузки самолёта от его веса и максимальной скорости

В соответствии с этим самолёты разбиваются на три класса.

A – маневренные (истребители)

Б – ограниченно маневренные (бомбардировщики среднего веса)

В – неманевренные (транспортные самолёты и тяжёлые бомбардировщики)

Всё разнообразие нагрузок, действующих на самолёт, сводится к следующим расчётным режимам или полётным случаям:

А, А', В, С, D, D' и др.

Например.

Случай А' – криволинейный полёт с максимальной перегрузкой и с максимально возможным скоростным напором.

Этот случай соответствует началу выхода из пикирования.

Случай А – криволинейный полёт на углах атаки, соответствующих $C_{y \max}$.

Этот случай соответствует выходу самолёта из пикирования или входу в «горку», а для тяжёлого самолёта – случай полёта в болтанку.

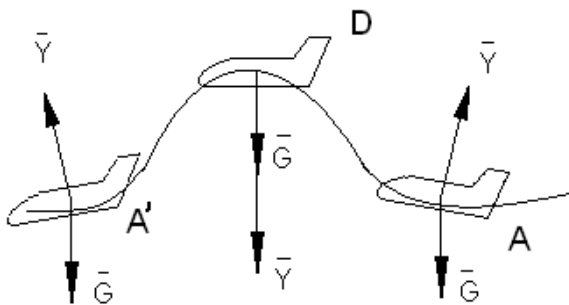


Рисунок 2

Расчётные режимы криволинейного полёта.

Случай D – криволинейный полёт с отрицательной перегрузкой.

Резкий вход в пикирование.

1.2 Нормы жёсткости

Для того, чтобы под действием внешних нагрузок не искажалась форма самолёта, конструкция ЛА должна быть достаточно жёсткой. При этом характеристики устойчивости и управляемости должны находиться в допустимых пределах. Кроме того, необходимо учитывать условие вибропрочности.

Данные нормы регламентируют величину нагрузки, в пределах которой не должно быть потери устойчивости обшивки и остаточной деформации элементов конструкции.

Устанавливаются допустимые величины углов закручивания и относительных прогибов.

Нормируется эффективность рулевых поверхностей а также величины критических скоростей автоколебаний несущих поверхностей.

Прочность и жёсткость конструкции ЛА проверяется статическими, динамическими, и лётными испытаниями самолёта.

Если в результате испытаний обнаруживаются отступления от норм прочности и жесткости, конструкцию дорабатывают.

1.3 Особенности расчёта на прочность силовых элементов конструкции

При работе элемента на сжатие рассматривают две возможные формы потери устойчивости стержней (в частности, стрингеров, поясов лонжеронов и др.) – общая и местная потеря устойчивости.

Общая потеря устойчивости характеризуется изгибом оси стержня, а местная – деформацией стенок стержня. Критические напряжения общей или местной потери устойчивости $\sigma_{кр}$ являются разрушающими напряжениями элемента конструкции.

Для определения этих напряжений существует эмпирическая формула:

$$\sigma_{кр} = \sigma_{\sigma} \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} \quad , \quad (5)$$

где:

σ_{σ} – временное сопротивление материала конструкции,

$$\nu = \sigma_{\sigma} / \sigma_{\sigma} \quad , \quad (6)$$

где:

σ_{σ} – эйлерово критическое напряжение

$$\sigma_{\sigma} = \kappa \cdot \frac{\pi^2 \cdot E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2} \quad , \quad (7)$$

где:

κ – коэффициент, учитывающий опорные условия ($\kappa=1$ – шарнирные опоры, $\kappa=4$ – защемлённые, $\kappa=2$ – полузащемлённые),

l/i – жёсткость стержня

$$i = \sqrt{\frac{J}{F}} \text{ - радиус инерции сечения стержня}$$

Эти формулы используются для расчёта потери устойчивости стержней (стрингеров), имеющих малую жёсткость.

В конструкции самолётов применяются балки – составленные из профилей и имеющие двутавровые или коробчатые сечения.

Пояса балок связаны между собой тонкими стенками, при этом изгибающий момент воспринимается поясами, а перерезывающая сила – стенкой.

Напряжения в поясах.

$$\sigma = \frac{M_{из}}{W} \quad , \quad (8)$$

где:

σ – нормальные напряжения в поясах балки,
 $M_{из}$ – изгибающий момент,

$$W = \frac{J}{H} \quad ,$$

Для 2-х поясной балки
 $J = F \cdot H^2 / 2$ – момент инерции,
 W – момент сопротивления

$$\sigma = \frac{M_{из}}{F \cdot H}, \quad (9)$$

Касательные напряжения в стенке балки τ :

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{J \cdot \delta}, \quad (10)$$


где:

Q – перерезывающая сила,
 S – статический момент,
 J – момент инерции,
 δ – толщина стенки балки

Статический момент площади:

$$S = \frac{F \cdot H}{2} \quad (11)$$

при-



Подстановка выражения (11) в выражение (10) водит к уравнению (12):

$$\tau = \frac{Q}{H \cdot \delta}, \quad (12)$$

Рисунок 3

При потере устойчивости стенки от перерезывающих сил появляются диагональные волны, однако несущая способность стенки уже на другом уровне остаётся.

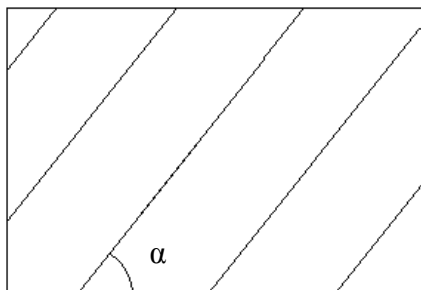


Рисунок 4
 Диагональные волны в стенке

Материал стенки вдоль данных диагональных волн работает на растяжение-сжатие.

В конструкции самолёта находят применение пластины (обшивки) подкреплённые нервюрами и стингерами. Подкрепление обеспечивает увеличение работоспособности панели путём увеличения критических напряжений.

Эпюры распределения нормальных напряжений при сжатии пластины показывают, что такая панель работает с большими напряжениями в зоне стрингеров.

Приведённая ширина обшивки определяется из условия:

$$\sigma_{\max} = \sigma_{\text{кр стр}}$$

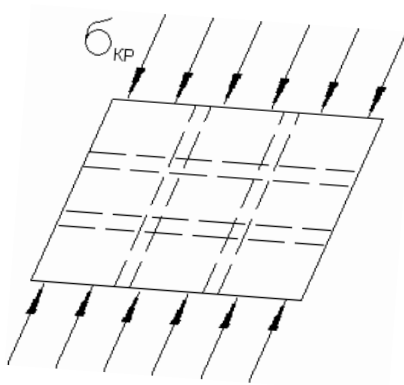


Рисунок 5
 Сжатие панели

$$b_{\text{пр}} = \delta \cdot \sqrt{\frac{k \cdot E}{\sigma_{\text{кр стр}}}}, \quad (13)$$

где:

- $b_{\text{пр}}$ – ширина приведённой обшивки,
- δ – толщина обшивки,
- $\sigma_{\text{кр стр}}$ – критическое напряжение стрингера,
- E – модуль упругости первого рода

$$b_{\text{пр}} \approx 27 \delta \dots 30 \delta$$

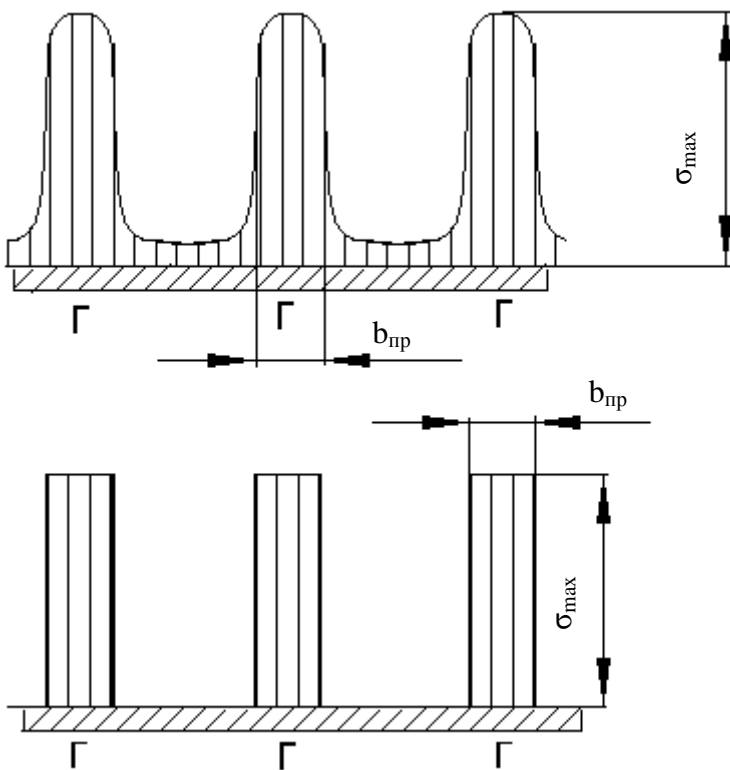


Рисунок 6

Эпюры распределения нормальных напряжений в сжатой панели

Присоединённая обшивка работает совместно со стрингером и обшивка будет использоваться в работе тем больше, чем выше критические напряжения стрингера. Поэтому целесообразно сближать стрингеры между собой до оптимальных размеров. Из таких панелей состоит крыло. При расчёте крыла на изгиб применяется так называемый метод редуционных коэффициентов.



Рисунок 7
Поперечное сечение крыла

Сущность метода заключается в том, что применяются редуционные коэффициенты, которые позволяют рассматривать конструкцию с одним напряжением для всех её элементов путём замены действительной площади сечения элемента приведённой – редуцированной.

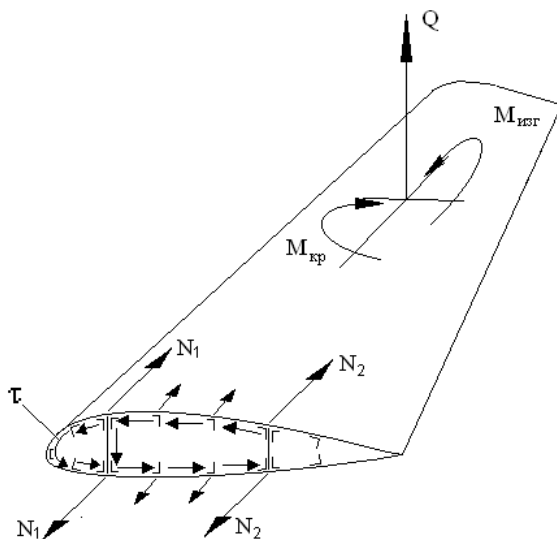


Рисунок 8
Силы и моменты, действующие на крыло

Далее определяются напряжения σ – в поясе лонжерона.

Для определения напряжений в других элементах необходимо σ умножить на соответствующий коэффициент $\varphi_{\text{стр}}$.

$$\sigma_{\text{стр}} = \varphi_{\text{стр}} \cdot \sigma \quad , \quad (14)$$

где:

$\sigma_{\text{стр}}$ – напряжение в стрингере,
 $\varphi_{\text{стр}}$ – коэффициент, определённый экспериментально или с помощью диаграммы

Кроме нормальных напряжений от момента, от действия перерезывающих сил возникают касательные напряжения. τ в стенке

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{J \cdot \delta} \quad , \quad (10)$$

где:

Q – перерезывающая сила,
 S – статический момент,
 J – момент инерции,
 δ – толщина стенки балки

Для замкнутого контура задача усложняется.

Контур условно разрезается. Касательное усилие q :

$$q = \tau \cdot \delta \quad , \quad (15)$$

где:

τ – касательное напряжение,
 δ – толщина стенки

$$q = q_o + q_x \quad , \quad (16)$$

где:

q_o – касательное усилие в открытом контуре

q_x -

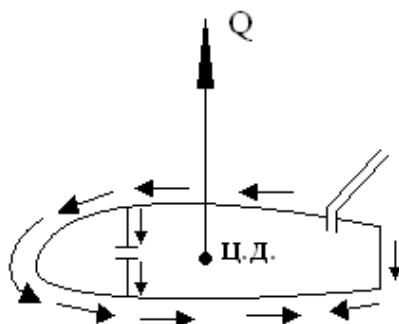


Рисунок 9

2 ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К САМОЛЁТАМ. СХЕМЫ САМОЛЁТОВ

2.1 Основные части самолёта и их назначение

Самолёт состоит из крыла, фюзеляжа, оперения, силовой установки, шасси и системы управления самолётом.

Крыло является главной частью самолёта и предназначено для создания подъёмной силы при поступательном движении самолёта в воздухе. Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость, а также часто используется для крепления двигателей, шасси, размещения топлива, оборудования, вооружения.

Различают следующие основные схемы:

Моноплан – одна несущая поверхность

Биплан – две несущие плоскости

Для улучшения взлётно-посадочных характеристик используют средства механизации: предкрылки, закрылки.

Фюзеляж

Фюзеляж самолёта предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и т.д., для соединения частей самолёта в единое целое.

Оперение

Необходимо для обеспечения продольной и путевой устойчивости и управляемости самолёта.

Горизонтальное оперение (ГО) – обеспечивает продольную устойчивость. Состоит из неподвижной части и руля высоты. На сверхзвуковых самолётах – цельноповоротное ГО.

Вертикальное оперение (ВО) – обеспечивает путевую устойчивость.

Киль – неподвижная часть ВО и руль направления - подвижная.

Шасси – необходимо для обеспечения посадки, взлёта и движения по аэродрому.

Силовая установка – для создания тяги. Используют двигатели ПД, ТВД, ТРД, ЖРД.

Управление самолётом – включает систему проводки и механизмов при помощи которой лётчик воздействует на рули, управляет механизацией, рулями, триммерами.

2.2 Общие требования, предъявляемые к самолётам

1. Высокий уровень лётно-технических характеристик.
2. Малый вес конструкции при обеспечении необходимой прочности и жёсткости.
3. Эксплуатационные требования: удобство технического обслуживания
4. Обеспечение высокой технологичности конструкции. Возможно большая простота сборки, монтажа агрегатов, систем и всего самолёта.
5. Обеспечение высоких экономических показателей.

2.2.1 Лётно-технические характеристики самолёта

Основные ЛТХ скорость V , дальность L , высота полёта H . Наряду с этими показателями важными являются показатели: скороподъёмность, грузоподъёмность, манёвренность, $V_{\text{пос}}$, для военных самолётов - вооружение.

Самолёт должен быть устойчивым и управляемым на всех режимах полёта.

Тяга, развиваемая поршневым двигателем

$$P = \frac{N \cdot \eta \cdot b}{V}, \quad (17)$$

где:

N – мощность двигателя,

η – КПД двигателя,

$\eta \approx 70 \dots 80\%$,

P – тяга двигателя,

V – скорость полёта

Для полёта на больших скоростях этот двигатель непригоден. Для этой цели широкое распространение получили реактивные двигатели.

Обеспечение высоких лётно-технических характеристик самолёта тесно связано с совершенствованием аэродинамических форм (придания плавных форм, чистота клёпки, окраски, полировки и т.д.)

Использование стреловидного крыла небольшой площади приводит к увеличению $M_{кр}$ и снижению волнового сопротивления.

2.2.2 Вес, прочность и жёсткость

Вес всего самолёта и отдельных его агрегатов строго регламентирован с тем, чтобы был обеспечен полёт самолёта с необходимым запасом топлива и необходимой полезной нагрузкой. Превышение веса не допустимо, однако он напрямую влияет на прочность.

Конструкция самолёта должна быть достаточно прочной, т.е. напряжения в силовых элементах и их соединениях, возникающие в полёте, при посадке и движении по земле, не должны превышать предельно допустимые для данной конструкции.

Различают:

Статическую прочность.

Динамическую прочность.

Усталостную прочность.

Наряду с достаточной прочностью необходимо обеспечить жёсткость.

Жёсткость характеризует деформации. Одновременно должен быть наименьший вес. Можно добиться уменьшения веса путём правильного распределения материала.

2.2.3 Эксплуатационные требования

К эксплуатационным требованиям относят

а) эффективное использование внутренних объёмов, доступность всех частей и деталей, подлежащих обслуживанию, лёгкость ремонта конструкции, возможность хранения под открытым небом и эксплуатации в различных метеорологических условиях.

б) удовлетворение требований надёжности в боевых и мирных условиях.

Надёжность самолёта в боевых условиях характеризуется надёжной защитой экипажа, силовой установки, важнейших элементов конструкции и органов управления. Эффективным средством повышения живучести является применение брони (бронестекла в кабине, стальные плиты) защищающей экипаж и жизненно важные агрегаты и детали самолёта.

Боевой надёжностью конструкции называется способность её выдерживать нагрузки в боевом полёте при наличии частичных разрушений у самолёта от попадания в него снарядов.

К мероприятиям по повышению надёжности самолётов относятся специальная защита топливных баков, обеспечение возможности полёта при отказе одного – двух двигателей, противопожарные устройства, дублирование важнейших агрегатов, управления, гидросистем.

Надёжность в мирное время характеризуется главным образом способностью не разрушаться при длительном действии повторных нагрузок, то есть обладать высокой усталостной прочностью.

2.2.4 Технологичность конструкции

Под технологичностью понимают такие свойства конструкции, которые при обеспечении эксплуатационных качеств изделия позволяют достигнуть в процессе его изготовления высоких производственных показателей – малой трудоёмкости, простоты обработки, минимальных сроков освоения, а также снижения стоимости.

Простота конструкции имеет целью создание самолёта из наименьшего количества простых по конфигурации деталей при наиболее удобном их изготовлении и простоте сборки. Применение стандартных, нормализованных и унифицированных конструкций элементов, деталей и узлов способствует этому.

Технологичность конструкции предусматривает рациональный выбор вида заготовок. При этом важное значение имеет выбор материалов, обладающих наряду с высокими физико-механическими свойствами, хорошей обрабатываемостью.

Рациональный выбор способа обработки заготовки детали.

Основной вид обработки заготовки – механическая обработка. Применяется также глубокое травление.

Необходимо обеспечение требований сборки. Расчленение конструкции способствует упрощению сборки. Рациональный выбор способа соединения элементов конструкции также упрощает сборку.

Применяется склеивание, сварка, клёпка, и т.д.

3 КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЁТОВ ПО НАЗНАЧЕНИЮ И КОНСТРУКТИВНЫМ ПРИЗНАКАМ

Различают следующие типы самолётов:

Военные и гражданские.

Рассматривают следующие типы истребителей.

Истребители ПВО или перехватчики (для перехвата и уничтожения ракет и стратегических самолётов).

Фронтовые – для завоевания господства в воздухе над полем боя и на тактической глубине обороны.

Палубные – обеспечивают господство в воздухе над морем.

Истребители-бомбардировщики или ракетносители – для нападения с воздуха на войска, огневые средства, укрепления.

Бомбардировщики или ракетносители – для разрушения в тылу противника коммуникаций, сооружений.

Бомбардировщики разделяются на:

Тактические и стратегические.

Тактические-для действия по войсковым частям противника.

Дальность таких бомбардировщиков

L~3000-4000 км.

Вес 15÷30 тонн.

Стратегические бомбардировщики для нанесения ударов по военным объектам, политическим и экономическим центрам, расположенным в глубоком тылу

Их дальность

6000-8000 км.

Они должны иметь сильное оборонительное вооружение.

Военно-транспортные самолёты.

Гражданские самолёты.

Самолёты местных авиалиний до 1000 км.

Ближнемагистральные

Среднемагистральные

Дальнемагистральные

а) пассажирские

б) учебные

г) спортивные

д) специализированные

По конструктивным признакам

Моно- и биплан.



по расположению крыла.

Схемы самолётов

Классическая.

Типа утки.

Бесхвостка.

Летающее крыло.

4 КРЫЛО

Назначение крыла и требования к нему.

Предназначено для создания подъёмной силы, для обеспечения устойчивости и управляемости самолёта.

1) Аэродинамические требования – наименьшее сопротивление (формы, трение, волновое, индуктивное, интерференции). Возможность получения $C_{y \max}$ при применении механизации, наибольшая величина аэродинамического качества C_y/C_x ; обеспечение достаточной устойчивости и управляемости и необходимой балансировки на всех режимах полёта.

2) Конструктивные требования – малый вес при достаточной прочности и жёсткости крыла, возможность удобной конструктивной увязки конструкции крыла с другими агрегатами самолёта.

Сохранение заданного профиля крыла при перегрузке.

3) Эксплуатационные требования. Максимальное использование внутреннего объёма, высокая живучести, лёгкость ремонта и осмотра ответственных деталей, взаимозаменяемость частей крыла.

4) Производственно-экономические требования.

Применение наиболее экономичной технологии изготовления при данном объёме производства.

4.1 Конструктивно-силовые схемы

Конструктивно крыло состоит из продольного и поперечного набора и обшивки.

Основной продольный силовой элемент крыла – лонжерон.

Лонжероном называется мощный продольный элемент балочной или ферменной конструкции, воспринимающий значительную часть изгибающего момента и поперечную силу, действующие на крыло.

Пояса лонжерона воспринимают пару сил от изгибающего момента $M_{\text{изг}}$, а стенка – перерезывающую силу Q .

Крепление лонжерона в корневой части осуществляется разнесёнными по высоте узлами.

Стенки – элемент вдоль размаха, воспринимающие поперечную силу силы Q и крутящего момента $M_{\text{кр}}$.

Стрингеры – продольный элемент. Воспринимает осевые нагрузки от $M_{изг}$ и местные аэродинамические нагрузки. Служит для подкрепления обшивки.

Нервюрами называются элементы поперечного набора - сохраняют форму крыла, передают местные нагрузки на лонжерон и обшивку.

Обшивка крепится к продольному и поперечному набору, участвует в общей работе крыла, воспринимает аэродинамическую силу. Нагружена нормальными и касательными напряжениями.

Крылья по характеру восприятия изгибающего момента подразделяются на:

- 1) лонжеронные
- 2) кессонные
- 3) моноблочные

Основные особенности:

Лонжеронные

- 1) лонжероны мощные, стрингерный набор слабый.

Кессонные

- 2) $M_{изг}$ воспринимается как стрингерами, так и лонжероном.

Моноблочные

- 3) $M_{изг}$ воспринимается обшивкой и стрингерами, лонжероны отсутствуют, а продольные балки выполнены в виде продольных стенок, не воспринимающих изгибающий момент.



Виды крыла

4.2 Особенности конструкции стреловидных крыльев

Стреловидные крылья бывают лонжеронные и кессонные. Конструктивные особенности стреловидных крыльев определяются наличием в корневой части треугольника ABC. Остальная часть работает на изгиб, сдвиг и кручение как прямое крыло.

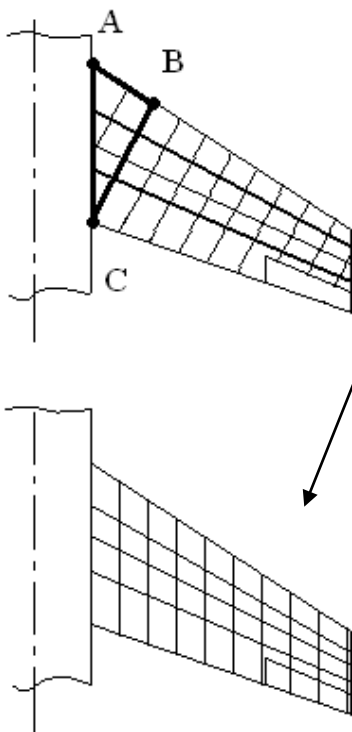


Рисунок 10
Особенности конструкции
стреловидных крыльев

В стреловидном крыле нервюры могут ставиться по потоку или перпендикулярно линии фокусов ($1/4 b$).

В первом случае нервюры имеют большую длину. В этом случае обшивка крыла быстрее теряет устойчивость.

Лонжеронные стреловидные крылья

Рассматриваются с двумя лонжеронами, и нервюрами перпендикулярными линии фокусов сечений крыла. Изгибающий момент $M_{изг}$ действует на передний и задний лонжероны, воспринимается фюзеляжной частью лонжерона и бортовой нервюрой. При этом бортовая нервюра нагружается значительно большим моментом, чем у прямого крыла.

На стреловидном крыле деформации переднего лонжерона вследствие стреловидности выше,

чем у заднего.

Вследствие этого, идёт перераспределение нагрузки на задний лонжерон. По мере удаления от корневой хорды перераспределение $M_{изг}$ и поперечной силы между лонжеронами изменяется.

Крутящий момент передаётся на нервюру, которая в свою очередь нагружает лонжерон, и вызывает дополнительный его изгиб.

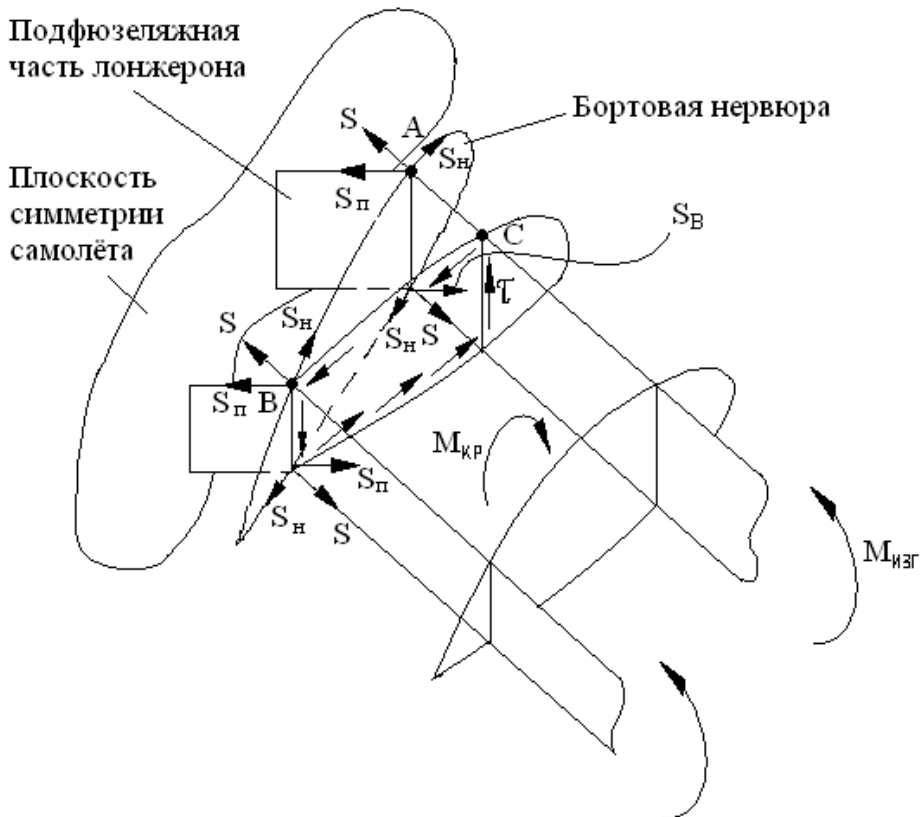
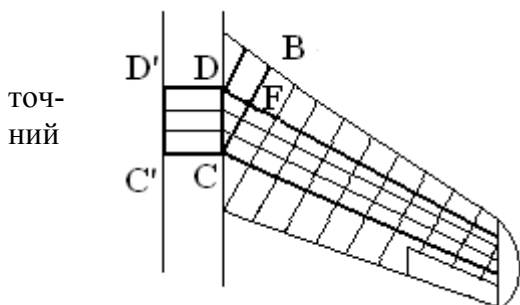


Рисунок 11
Нагружение стреловидного крыла

Кессонные стреловидные крылья.

В кессонных, так же как и в лонжеронных крыльях, перераспределение нагрузки происходит на задние элементы (стрингеры, обшивку и задний лонжерон). Это имеет место вследствие различной длины задних и передних силовых элементов.

Усилия в верхних и нижних панелях от действия $M_{изг}$ раскладываются на составляющие, которые направлены вдоль продольных элементов и обшивки внутри фюзеляжа и плоскости бортовой нервюры. Бортовая нервюра нагружена распределёнными усилиями от излома стрингеров и лонжеронов по месту крепления крыла к фюзеляжу.



Передача $M_{кр}$ через нервюру ВС, опертую в точке С и F на передний и задлонжероны.

Рисунок 12

4.3 Конструкция треугольных крыльев

Треугольные крылья могут быть лонжеронными и кессонными. Нервюры, как правило, ставят по потоку. Характер работы аналогичен стреловидным крыльям. Конструкции с продольным набором перпендикулярным фюзеляжу, получаются более лёгкими в весовом отношении, чем с изломом лонжеронов (в случае, если нервюры перпендикулярны передней кромке).

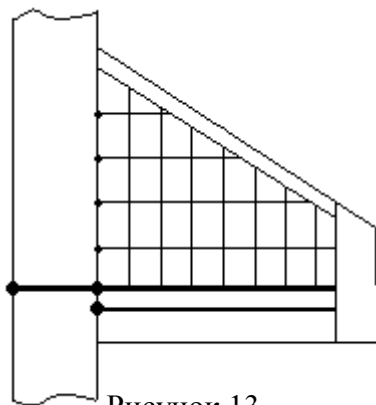


Рисунок 13

Схема треугольного крыла

При наличии излома лонжеронов бортовая нервюра должна быть достаточно мощной.

Однолонжеронное крыло уступает по жёсткости многолонжеронному, тем не менее оно

выгодно в весовом отношении и при компоновке, по размещению необходимого в фюзеляже.

В случае использования 2^x и 3^x лонжеронов, значительная часть фюзеляжа занимает центропланым отсеком крыла. Однако эта схема более жёсткая.

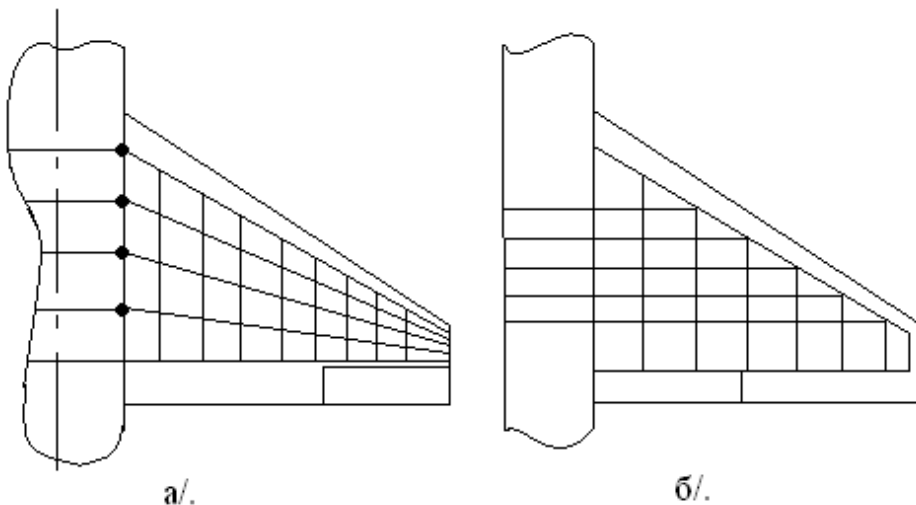


Рисунок 14

Схема треугольного крыла кессонной конструкции с изломом лонжеронов а/. и без излома б/.

4.4 Сравнительные оценки крыльев различных конструктивно-силовых схем

Наименьший вес конструкции имеет то крыло, в котором материал наилучшим образом использован (распределён) для работы крыла на изгиб и кручение. В однолонжеронном крыле материал поясов лонжерона используется эффективнее, чем в 2^x лонжеронном крыле, так как располагается дальше от нейтральной оси сечения лонжерона. Вес однолонжеронного крыла получается меньше, чем 2^x лонжеронного.

В кессонных крыльях материал распределён более равномерно по силовому контуру, что позволяет значительно повысить величины критических напряжений в обшивке и стрингерах. Это обуславливает меньший вес крыльев по сравнению с лонжеронными.

Удовлетворение требованиям аэродинамики крыла.

Выпучивание обшивки в полёте является недопустимым, поскольку нагрузки в этом случае этим элементом не воспринимаются.

Кессонные крылья, в которых применяется толстая обшивка являются более совершенными по сравнению с лонжеронными. Неправильность (неточность) в форме нервюры или положения стрингера вызывает вмятину или волну в обшивке.

Удовлетворение требованиям эксплуатации.

Необходимо обеспечить удобство осмотра, использовать вырезы для баков, обеспечить живучесть в случае частичных разрушений.

Удовлетворение производственно-экономическим требованиям.

С точки зрения технологии изготовления целесообразными являются кессонные крылья. Проще расчленить на отдельные, достаточно жёсткие сборочные единицы, то есть панели. В последнее время применяются монолитные панели, конструкции с многослойной обшивкой. Внешняя устойчивость 50÷100 раз. При этом возможно применять жёсткую обшивку без подкрепления.



Рисунок 15

4.5 Стыковые соединения

Крылья могут быть разъёмные и неразъёмные по размаху.

Разъёмы усложняют конструкцию и увеличивают вес конструкции, и выполняются исходя из условий эксплуатации, транспортировки.

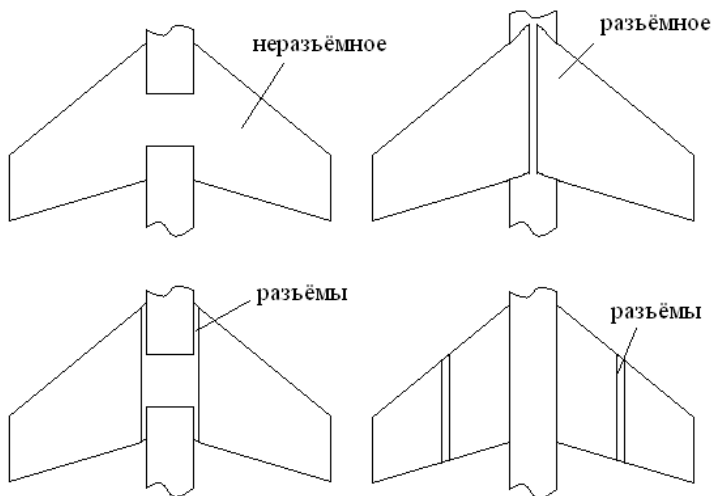


Рисунок 16
Схемы разъёмных и неразъёмных крыльев

Стыковые узлы могут быть моментные (способные передать $M_{изг}$) в виде пары сил и поперечную силу и шарнирные – передают только поперечную силу.

Для стыковки кессонных и моноблочных крыльев применяют стыковки по контуру – передаёт осевые и поперечные силы.

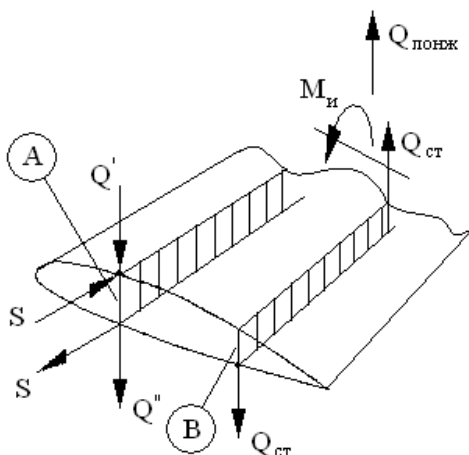


Рисунок 17
Нагружение крыла
А – моментный узел
В – шарнирный узел

4.6 Противообледенительные устройства

Обледенение возникает при полёте самолёта через холодные слои атмосферы, насыщенные влагой. Переохлаждённые частицы воды, соприкасаясь с холодной поверхностью частей самолёта, оседают на них в виде льда. Наиболее интенсивно подвержены обледенению передние кромки крыла и оперения при температуре от 0 до -8°C во время полёта в густой облачности или полосе дождя.

Отложение льда влияет на нормальное обтекание крыла воздухом, нарушает устойчивость.

Известны способы защиты:

термический, химический, механический.

1) Термический способ заключается в том, что к передним кромкам подводится тепло для подогрева обшивки (это горячий воздух или электрический ток, нагревающий индуктор).

2) Химический способ: подверженную обледенению поверхность покрывают специальной жидкостью (антифриз), замерзающей при низких температурах. Для этой цели укрепляют накладку из пористого материала.

3) Механический способ: используют резиновые протекторы, смонтированные на передних кромках, они раздуваются при поступлении сжатого воздуха, при этом лёд взламывается, а скоростной поток сбрасывает его.

4.7 Механизация крыла

Механизация крыла предназначена для увеличения его подъёмной силы, а в ряде случаев и для увеличения сопротивления. Некоторые типы механизации улучшают поперечную устойчивость и управляемость. Используется она при взлёте и посадке, и позволяет сократить длину разбега при взлёте и длину пробега при посадке.

Механизация применяется в полёте (для уменьшения радиуса виража у истребителя) или ограничения скорости. В этих случаях механизация значительно увеличивает C_x самолёта.

К механизации относят: закрылки, предкрылки, интерцепторы, щитки, спойлеры.

Требования к механизации:

возможно большее увеличение $C_{y \max}$, незначительное увеличение критического угла; малое перемещение центра давления вдоль хорды крыла.

Механизация подразделяется на типы.

1. увеличивающая подъёмную силу

2. увеличивающая C_x

В первом случае обеспечивается:

а) Изменение кривизны профиля путём отклонения вниз хвостовой части крыла или нижней поверхности (закрылок, щиток)

б) Управление пограничным слоем.

Сдувание или отсасывание пограничного слоя, что отодвигает назад точку отрыва пограничного слоя.

Комбинированные типы механизации

а) Щелевой закрылок – обеспечивает увеличение подъёмной силы путём изменения кривизны и площади крыла и путём отсасывания пограничного слоя. В результате прохождения воздуха через щель создаётся разряжение.

б) Щиток со скользящей осью.

в) Выдвижной закрылок – смещение точки отрыва пограничного слоя к задней кромке.

г) Двухщелевой выдвижной закрылок (предкрылок).

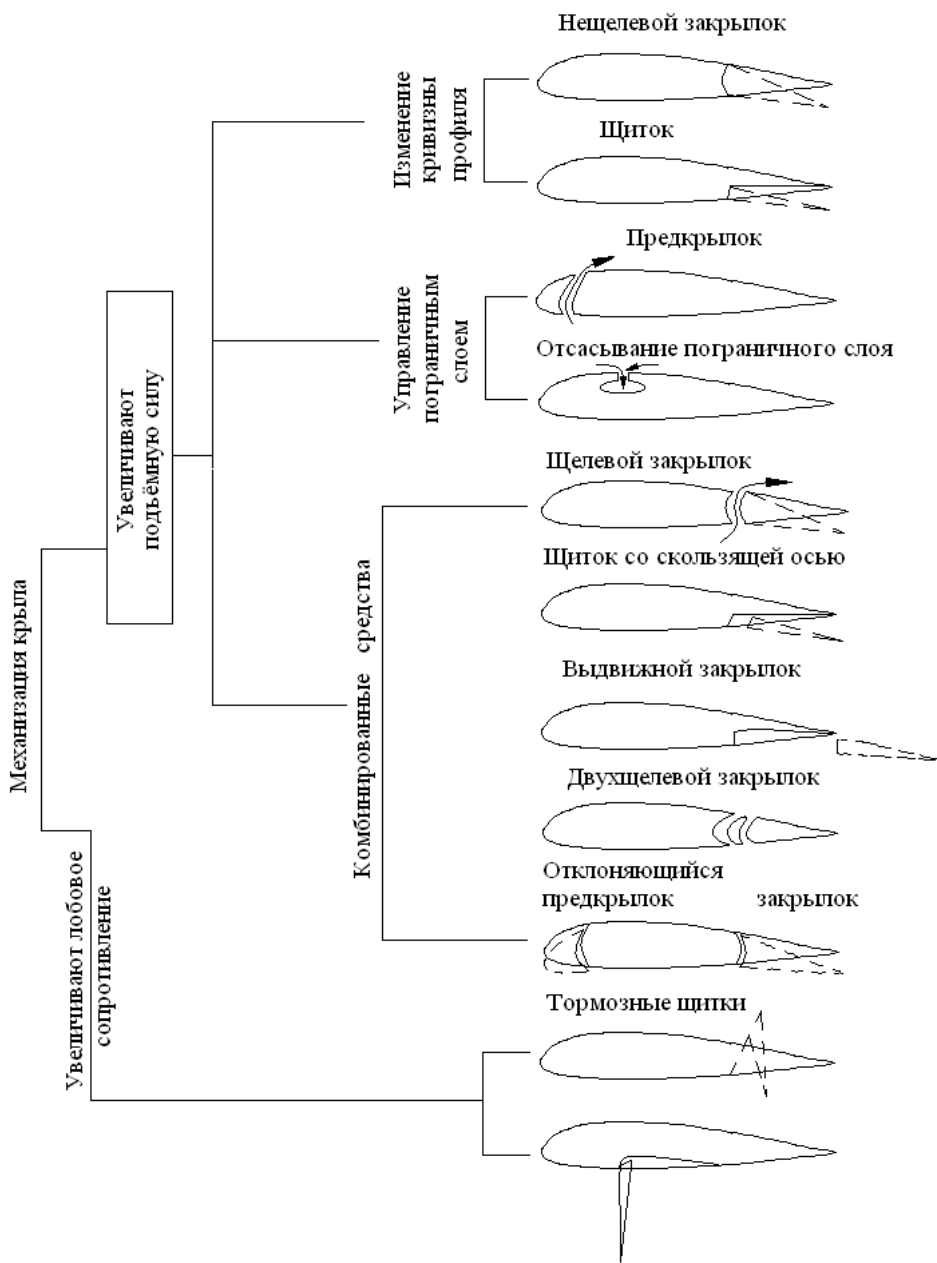


Рисунок 18

д) Отклоняющийся носок (затягивается срыв потока и увеличивается $C_{y \max}$).

Стреловидность крыла влияет на эффективность механизации. С увеличением стреловидности крыла эффективность механизации падает.

5 ОПЕРЕНИЕ

Оперение предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости.

Обеспечивает 3 вида устойчивости и управляемости:

Продольная (относительно z)

Путевая (относительно y)

Поперечная (относительно x)

1) Продольная устойчивость обеспечивается горизонтальным оперением, а продольная управляемость рулями высоты. На сверхзвуковых самолётах применяются цельноповоротное горизонтальное оперение.

2) Путевая устойчивость обеспечивается вертикальным оперением, путевая управляемость рулём направления.

3) Поперечная устойчивость обеспечивается приданием крылу поперечного V или стреловидности, а поперечная управляемость – элеронами.

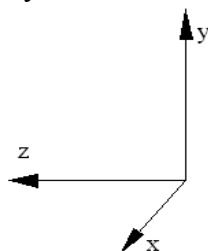


Рисунок 19

5.1 Форма и расположение оперения

Горизонтальное (ГО) и вертикальное (ВО) оперение могут иметь следующую форму (рисунок 20).

На нескоростных самолётах шайбы двухкилевого оперения чаще всего делают овальными или эллиптическими.

Для сверхзвуковых самолётов профили хвостового оперения выполняются с заострёнными носками.

Встречаются самолёты с расположением ГО наверху ВО (Т-образное оперение) Як-40, Ил-76, Ту-134, Ту-154.

При этом имеются недостатки:

- 1) Уменьшается жёсткость крепления ГО.
- 2) Увеличиваются деформации под нагрузкой.
- 3) Усложняется конструкция узлов крепления.
- 4) Увеличивается вес.

Однако, при этом увеличивается эффективность ГО. Оно расположено вне зоны спутной струи от крыла.

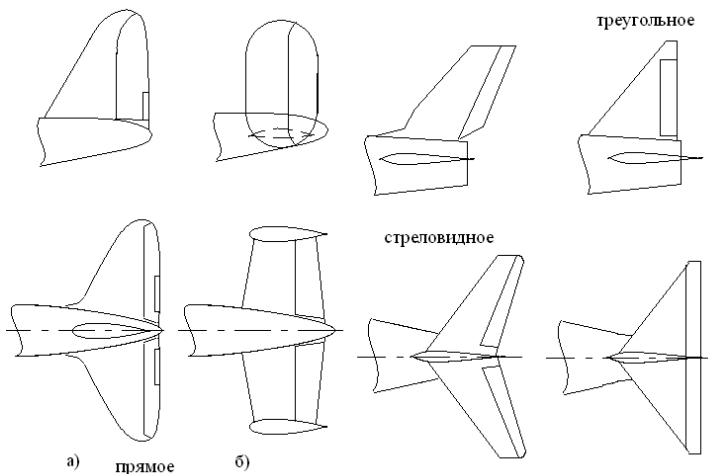


Рисунок 20
Форма оперения

Иногда применяют двухкилевое ВО.

2^x килевое ВО используется например на Ан-22, Ан-38, Ан-124, Аккорд 201 и др.

Преимущества двухкилевого ВО

1) Улучшение работы вследствие снижения индуктивного сопротивления.

2) Меньшая высота по сравнению с однокилевым, уменьшение момента кручения, действующего на фюзеляж.

Недостатки двухкилевого ВО

1) Увеличение веса ГО.

2) Неблагоприятное изменение вибрационных характеристик.

На сверхзвуковых самолётах применяют цельноповоротное ГО и ВО.

5.2 Конструкция оперения

Основной конструктивно-силовой схемой оперения является схема оперения, состоящего из неподвижных частей (киля, стабилизатора) и шарнирно подвешенных рулей.

При таком оперении конструктивно-силовые схемы киля и стабилизатора не отличаются от соответствующих схем крыльев. В конструкции этих агрегатов на легких самолетах применяется, как правило, двухлонжеронная схема, на тяжелых - кессонная или моноблочная.

Рули выполняются по однолонжеронной схеме с нервюрами, расположенными перпендикулярно лонжерону. В хвостовой части рулей вместо нервюр могут использоваться сотовые конструкции. Для повышения безопасности полетов на тяжелых самолетах рули расчленяются на независимые секции, навешиваемые на двух опорах.

Стабилизаторы могут быть разъемными или неразъемными по размаху. При небольшой площади и малом удлинении стабилизаторы выполняются неразъемными, при этом достигается наиболее легкая конструкция. Однако такую конструкцию не всегда удастся осуществить на лёгких самолётах с двигателями в фюзеляже.

В разъемных стабилизаторах стыковые узлы размещают на силовых шпангоутах. Во избежание перетяжеления конструкции стремятся к тому, чтобы стыковые узлы киля и стабилизатора всегда располагались на одних и тех же шпангоутах.

При установке стабилизатора кессонной конструкции средняя часть (кессон) стабилизатора пропускается между двумя силовыми шпангоутами и крепится к ним стыковыми узлами. На некоторых самолетах устанавливаются переставные стабилизаторы с регулируемым углом установки (рис. 21).

В этом случае поворот стабилизатора осуществляет относительно заднего неподвижного узла, а передний узел заменяют кронштейном механизма привода. В

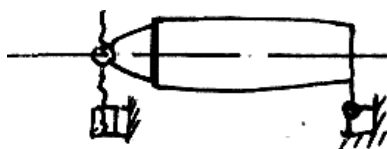


Рисунок 21
Стабилизатор с регулируемым углом установки

конструкциях цельноповоротных оперений применяются две схемы расположения подшипников оси вращения, которые определяют конструктивно-силовую схему. В первой схеме (рис. 22а) подшипники устанавливаются на силовых шпангоутах фюзеляжа, а ось неподвижно связана с конструкцией стабилизатора.

Все виды нагрузок передаются на фюзеляж только через одну ось, которая вне стабилизатора выполняется круглого сечения. Очевидно, что для минимального веса ось должна иметь наибольший диаметр и располагаться в месте максимальной строительной высоты профиля. Однако при таком расположении (прямая 1) расстояние от нее до ц.д., особенно на сверхзвуковой скорости, получается очень большим и увеличивает шарнирный момент.

Применение стреловидной оси вращения (рис. 22б) уменьшает шарнирные моменты, но вызывает конструктивные трудности, связанные с необходимостью разделения осей правой и левой половин и ростом углов поворота.

Во второй схеме (рис. 22в) ось вращения жестко связана с фюзеляжем, а подшипники устанавливаются в стабилизаторе. Крутящий момент со стабилизатора на ось не передается, а воспри-

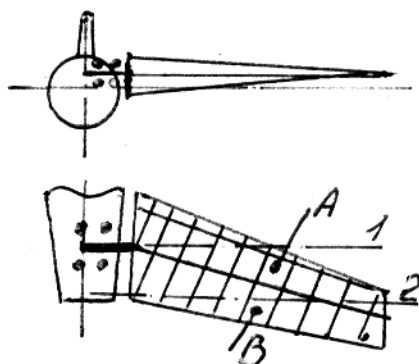


Рисунок 22 а).

Цельноповоротное оперение с расположением подшипников оси вращения на силовых шпангоутах фюзеляжа

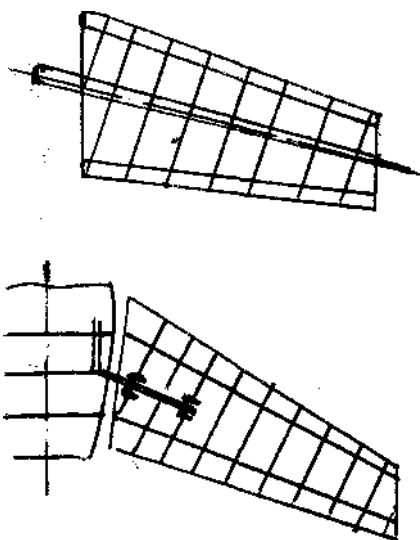


Рисунок 22 б), в).

Схемы оперения со стреловидной осью

нимается гидроусилителем. Поэтому ось вне стабилизатора может быть выполнена двутаврового сечения, благоприятного для восприятия изгиба.

Ось в фюзеляже заделывается на два шпангоута для создания большой базы заделки. Конструкция стабилизатора во втором случае может быть выполнена по двухлонжеронной или кессонной схеме. Осуществить такую конструкцию возможно при достаточной толщине профиля стабилизатора для размещения подшипников.

5.3 Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов

При управлении самолетом усилия летчика, приложенные к рычагам управления создаются шарнирными моментами аэродинамических сил относительно осей вращения рулей. Эти усилия определяются из условия равенства работы, производимом летчиком, и работы аэродинамических сил при отклонении руля. Например, при перемещении рычага на величину dx , усилие P совершает работу $P \cdot dx$, а аэродинамические силы, соответственно $M_{ш} d\delta$.

$$P \cdot dx = M_{ш} \cdot d\delta, \quad (18)$$

$$P = M_{ш} \cdot \frac{d\delta}{dx} \quad (19)$$

Шарнирный момент равен:

$$M_{ш} = K_{ш} S_p b_p q \quad (20)$$

где

$K_{ш}$ – коэффициент шарнирного момента,

S_p и b_p – соответственно, площадь и хорда руля.

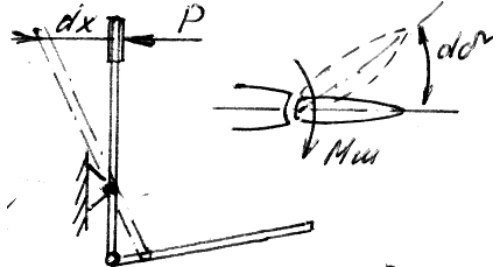


Рисунок 23

Отклонение рычага управления и руля

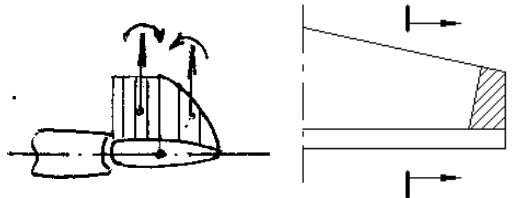


Рисунок 24

Роговая компенсация

Как видим с увеличением площади руля и скорости полета шарнирный момент, а следовательно и усилие на рычагах быстро возрастает. Эти усилия могут превысить мускульные возможности человека. Для уменьшения усилий, воспринимаемых летчиком, применяет аэродинамическую компенсацию. Существуют различные виды: роговая компенсация, осевая, внутренняя, сервокомпенсация и серворуль.

Роговая аэродинамическая компенсация осуществляется за счет части рулевой поверхности, расположенной впереди оси вращения руля. Площадь рогового компенсатора обычно составляет 8...12% от площади руля. Нагрузка, приложенная к компенсатору, создает противоположенный момент (рис.24). Однако роговая компенсация обладает существенным недостатком: при отклонении руля образуется щель, которая вызывает увеличение лобового сопротивления. Поэтому роговая компенсация применяется лишь на нескоростных самолетах.

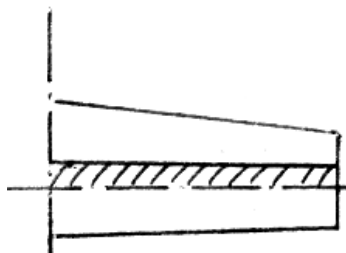


Рисунок 25
Осевая компенсация

Осевая аэродинамическая компенсация осуществляется с помощью осевого компенсатора, расположенного впереди оси вращения вдоль всего размаха руля (рис.25). Площадь осевой компенсации может достигать до 28% от площади руля. Для обеспечения минимальных нагрузок величина осевой компенсации выбирается максимально допустимой. Однако большое увеличение площади компенсаторов может привести к «перекомпенсаций», т.е. к появлению на рычагах управления усилий обратного знака. Это совершенно недопустимо в управлении.

Для заведомого устранения перекомпенсации при первых испытательных полетах на рулях и элеронах устанавливаются «но-



Рисунок 26
Внутренняя компенсация

жи». «Ножи» представляет собой пластину, которая подрезается в процессе первых полетов. Осовая аэродинамическая компенсация является наиболее распространенной.

Внутренняя аэродинамическая компенсация применяется преимущественно, на элеронах благодаря большой толщине профиля крыла. Представляет она собой осевой компенсатор большой площади, помещенный в камеру с узкими щелями (рис.26). Камера разделена герметической гибкой перегородкой, прикрепленной с одной стороны элерону, с другой к стенке лонжерона. Необходимая степень компенсации достигается за счет разности давлений в нижней и верхней части камеры. Внутренняя компенсация позволяет более точно подбирать необходимую величину шарнирного момента. При помощи отверстий в диафрагме можно уменьшать и увеличивать эффективность компенсации. Кроме того, внутренняя компенсация обладает минимальным лобовым сопротивлением.

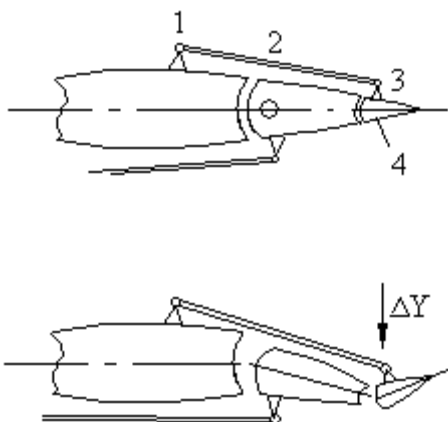


Рисунок 27

Компенсация с помощью сервокомпенсатора

Сервокомпенсатор является частью руля, расположенной у задней кромки и отклоняющейся при отклонении руля. Сервокомпенсатор с помощью рычагов и тяги соединен с конструкцией киля или стабилизатора (рис.27).

При отклонении руля конфигурация четырехзвенника 1234 изменяется таким образом, что сервокомпенсатор отклоняется в сторону, противоположную отклонению руля. Аэродинамические силы на сервокомпенсаторе создают момент, противоположный шарнирному моменту. Обладая большой эффективностью и малым лобовым сопротивлением, сервокомпенсатор имеет в то же время и недостатки:

- уменьшается эффективность руля, т.к. усилие на сервокомпенсаторе противоположно усилию на руле.

- сервокомпенсатор может служить причиной вибраций руля.

Несмотря на различные виды компенсации, система передачи усилий непосредственно на руль не обеспечивает достаточного снижения нагрузок на рычагах управления. Вследствие этого появились конструкции в которых лётчик управляет не рулями, а сервокомпенсаторами, получившие название серворулей (рис.28).

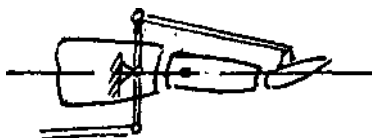


Рисунок 28
Серворуль

Отклоняя серворуль, лётчик тем самым отклоняет и сам руль до тех пор, пока шарнирные моменты серворуля и основного руля не станут равными.

5.4 Средства аэродинамической и весовой балансировки

При различной нагрузке и различных установившихся режимах полета, силы, действующие на самолет изменяются. Для уравнивания моментов всех сил, летчику приходится изменять положение рулей до тех пор, пока самолет не будет аэродинамически сбалансирован. Балансировка может осуществляться изменением положения рулевых поверхностей. Однако, в атом случае летчик будет испытывать усилие на рычагах управления. Для снятия усилия применяют триммеры и изменяемый угол установки стабилизатора.



Рисунок 29
Триммер

Триммер отличается от сервокомпенсатора тем, что он непосредственно

управляется лётчиком (рис.29). Для балансировки самолета триммер отклоняется в противоположную рулю или элерону сторону до тех пор, пока давление на ручку или педали станет равным нулю, т.е. пока



Рисунок 30
Сервокомпенсатор

шарнирный момент руля не уравновесится шарнирным моментом триммера.

Система управления триммером снабжается механическим или электрическим приводом. Функции триммера и сервокомпенсатора могут быть объединены в одном агрегате триммера – сервокомпенсаторе (рис.30). При неподвижном шарнире в и отклонении руля сервокомпенсатор работает как сервокомпенсатор; при перемещении шарнира в как триммер.

Площадь триммера обычно составляет 4...8% от площади руля.

Весовая балансировка применяется для управляющих поверхностей с целью предотвращения самовозбуждающихся колебаний типа флаттера. Весовая балансировка заключается в совмещении центра тяжести с осью вращения с помощью грузов, расположенных в носовой части руля или элерона.

5.5 Нагрузки оперения

Внешними нагрузками на оперение являются аэродинамические и массовые силы. Определяются они по нормам прочности для ряда расчетных случаев. Массовые нагрузки обычно невелики и ими можно при расчёте пренебречь. Аэродинамические нагрузки подразделяются на уравнивающие, маневренные и нагрузки турбулентной атмосферы. Уравнивающие нагрузки определяются из равенства

моментов всех сил относительно оси Z для горизонтального оперения и относительно оси Y для вертикального оперения. Так, уравнивающая

нагрузка горизонтального оперения (рис.31) определяется по формуле

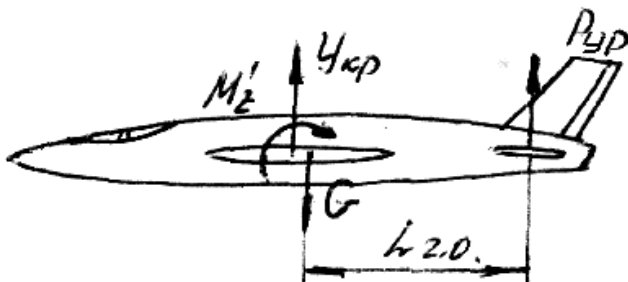


Рисунок 31

Силы, действующие на самолёт

$$P_{ур}^3 = \frac{M'_z}{L_{го}} = m'_3 q S \frac{b_a}{L_{го}} \quad (21)$$

где:

- M'_z, m'_3 - момент и коэффициент момента без горизонтального оперения относительно оси Z,
- q - скоростной напор,
- b_a - средняя аэродинамическая хорда,
- $L_{го}$ - плечо горизонтального оперения

Если оперение выполнено по схеме стабилизатор-руль, то $P_{ур}^3$ распределяется между стабилизатором и рулем согласно рис.32. При этом нагрузка стабилизатора

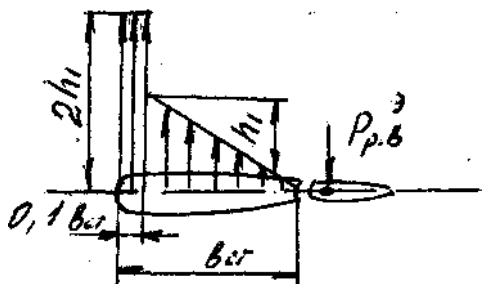


Рисунок 32
Распределение нагрузки между стабилизатором и рулём

$$P_{ст}^3 = P_{ур}^3 + P_{рв}^3 > P_{ур}^3 \quad (22)$$

Нагрузка $P_{рв}^3$ принимается равной 0,25 максимальной маневренной нагрузки и прикладывается к оси шарниров. По размаху нагрузка стабилизатора и руля распределяется пропорционально хордам

$$q_{ст} = \frac{P_{ст}^3}{S_{ст}} f b_{ст}, \quad q_{рв} = \frac{P_{рв}^3}{S_{р}} f b_{р}, \quad (23)$$

где:

- $S_{ст}, S_{р}$ - площадь соответственно стабилизатора и руля,
- $b_{ст}, b_{р}$ - хорда стабилизатора и руля
- f - коэффициент безопасности.

При выполнении самолётом манёвра на оперение действует кроме уравнивающей и манёвренная нагрузка, вызванная отклонением рулей лётчиком.

Учёт маневренной нагрузки по нормам прочности осуществляется формулой

$$\Delta P_{\max}^3 = \pm k n_{\max}^3 \frac{G}{S} S_{\text{го}} , \quad (24)$$

где:

k – коэффициент, зависящий от режима полёта, скорости отклонения рулей

Полная нагрузка на оперение будет равной

$$P^3 = P_{\text{ур}}^3 + \Delta P_{\max}^3 , \quad (25)$$

При полёте в турбулентной атмосфере нагрузки складываются из уравнивающей нагрузки в горизонтальном полёте и нагрузки обусловленной порывом ветра

$$P^3 = P_{\text{ур}}^3 + P_{\text{НВ}} , \quad (26)$$

где:

$$P_{\text{НВ}} = 0,5 C_y^a V_i W_i S = 0$$

V_i, W_i – индикаторные скорости полёта и порыва ветра

ра

Нагрузки турбулентной атмосферы могут превышать маневренные нагрузки.

Нормами прочности предусматривается расчет оперения при несимметричном нагружении горизонтального оперения, имеющего место при полете со скольжением и отклонении руля направления. При этом принимается, что на одну из половин оперения действует 80%, а на другую 120% исходной нагрузки. Случай характерен большими нагрузками на узлы крепления стабилизаторов.

5.6 Расчёт оперения

В отличие от крыла, оперение в силовом отношении представляет балку (рис.33), состоящую из стабилизатора и руля. Поэтому после того как определена нагрузка стабилизатора и руля, ее распределение по размаху и точка приложения построить эпюры пе-

разрезающих сил и изгибающих моментов еще нельзя. Необходимо определить реакции в шарнирах руля. Если руль крепится на двух опорах, то реакции в шарнирах определяются достаточно просто методами механики.

При многоопорном креплении руля определение реакций представляет наиболее трудоёмкий этап расчета. Рассмотрим стабилизирующую поверхность с трехшарнирным креплением руля (рис.33). При этом считается, что нагрузки и распределение их по стабилизатору и рулю найдены. Будем также считать, что стабилизатор и руль абсолютно жёстки на кручение.

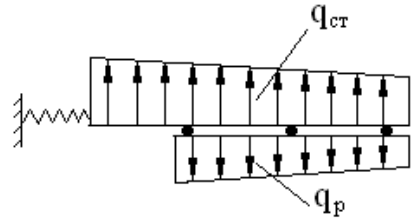


Рисунок 33

Схема стабилизатора с трёхшарнирным креплением руля

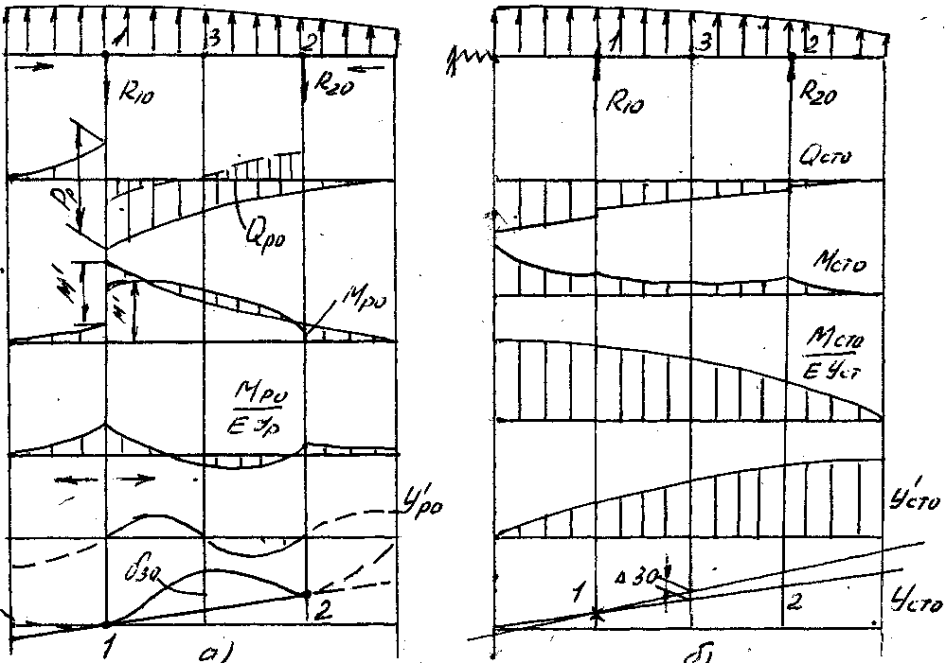


Рисунок 34

Эпюры погонных нагрузок, перерезывающих сил и изгибающих моментов

Руль, как балка загружен погонной нагрузкой q_p и имеет три точки опоры, которые перемещаются в вертикальной плоскости при изгибе (рис.34а).

Выбросим из схемы опору 3, тогда балка становится двухопорной и определение реакций R_{10} , R_{20} легко достигается уравнениями статики. Если эпюра q_p сложная, то ее интегрирование можно провести графоаналитическим путем. Проинтегрировав эпюру q_p дважды получим эпюру изгибающих моментов M_{p0} . Разделив эпюру M_{p0} на жесткость EJ_p получим

$$y'' = \frac{M_{p0}}{EJ_p} \tag{27}$$

Проинтегрировав эту кривую дважды вправо (на рис.34а указано стрелкой) получим истинную форму упругой оси.

Проведя линию 1-2 можно найти перемещение опоры 3 по отношению к этой линии, обозначенное δ_{30} . Приложив реакции R_{10} , R_{20} с обратным знаком к стабилизирующей поверхности можно

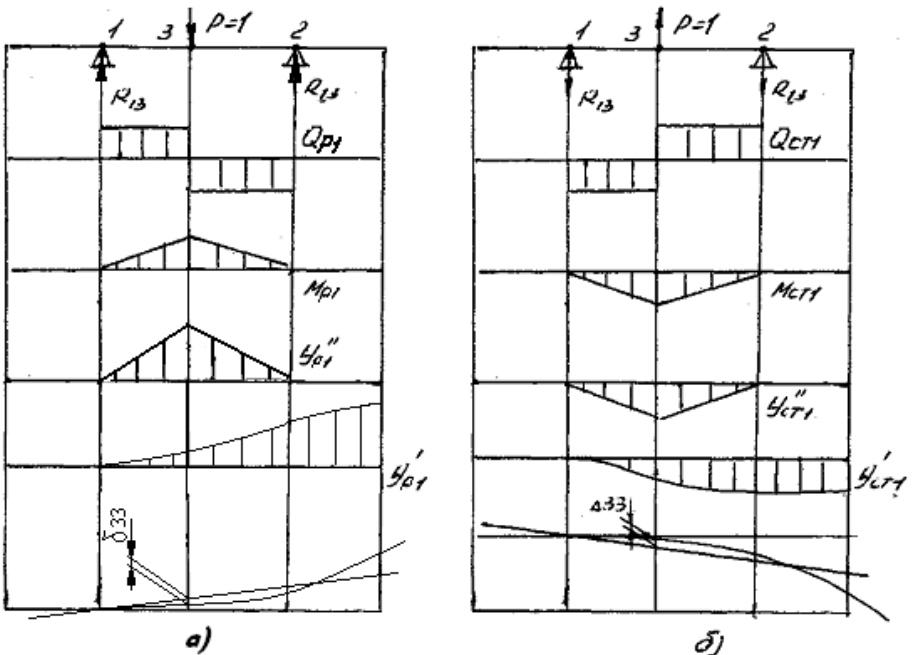


Рисунок 35

таким же образом рассчитать стабилизатор и определить перемещение 3 стабилизатора относительно линии 1-2 (рис.34б).

Таким образом в статически определимой системе определяются перемещения δ_{30} и Δ_{30} , которые в общем случае будут различны. В действительной схеме этого не должно быть. Это расхождение должна уничтожить сила R_3 в шарнирах 3. Приложим в шарнире 3 единичные силы $P=1$ и найдем прогибы от этого нагружения (рис.35).

В действительной схеме в шарнире 3 будет действовать сила R_3 следовательно, прогибы в точке 3 будут в R_3 раза больше. Используя принцип наложения, мы сможем записать полные прогибы руля и стабилизатора

$$\begin{aligned} \delta_3 &= \delta_{30} + R_3 \delta_{33}, \\ \Delta_3 &= \Delta_{30} + R_3 \Delta_{33} \end{aligned} \quad (28)$$

Так как точка 3 является общей, то $\delta_3 = \Delta_3$

Приравняв выражения, получим

$$R_3 = \frac{\delta_{30} - \Delta_{30}}{\Delta_{33} - \delta_{33}} \quad (29)$$

По этой формуле находится реакция R_3 и простым наложением определяется любая интересующая величина или эпюра по формуле

$$A = A_c + R_3 A_1, \quad (30)$$

где:

A_c – значение величины в статически определимой системе,

A_1 – то же, при единичной нагрузке

Дальнейший расчёт сечений стабилизатора или киля на изгиб, сдвиг, кручение вдали от заделки производится методами, разработанными для крыла.

Элероны.

Элероны предназначены для обеспечения поперечного управления, они отклоняются дифференциально, располагаются в концевой части крыла, вследствие чего увеличивается их плечо до оси самолёта. При большой длине элеронов их иногда делают разрезными.

Для уменьшения усилия на ручке (педалях) управления, особенно при росте скоростей полёта применяют компенсацию. Её действие основано на создании относительно шарниров рулей обратных моментов.

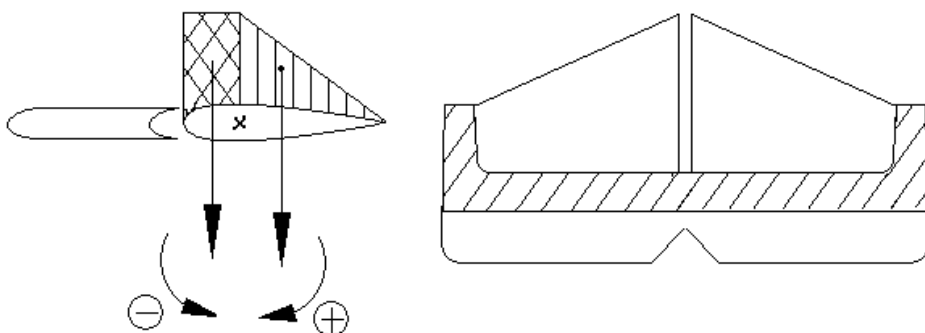


Рисунок 36
Схема компенсации

Существуют следующие типы компенсации:

Осевая, роговая, внутренняя, сервокомпенсация.

С точки зрения строительной механики оперение представляет собой балку, опёртую или закреплённую на фюзеляже и нагруженную аэродинамическими силами, вызывающими изгиб, сдвиг и кручение. Сходство внешних форм оперения и крыла приводит к тому, что нагружение их идентично, при этом силовые схемы и назначение элементов оперения и крыла являются сходными. Конструкция оперения весьма похожа на конструкцию крыла.

5.7 РАСЧЕТ НЕРВЮР НА ПРОЧНОСТЬ

Рассмотрим расчёт балочных нервюр, как наиболее распространенных.

а) Нормальные балочные нервюры

Также как и лонжерон нервюры крыла представляют собой тонкостенную балку, опертую на лонжеронах.

Нормальные нервюры нагружаются распределенными по поверхности

аэродинамическими силами, и давлением стрингеров при искривлении поверхности крыла.

На каждую нервюру приходится воздушная нагрузка с ее грузовой площади, т.е. с полоски обшивки по половине шага нервюр в обе стороны. Следовательно, погонная нагрузка равна (рис.)

$$q_f = p\Delta Z ;$$

Где p – разность давлений на внутренней поверхности обшивки.

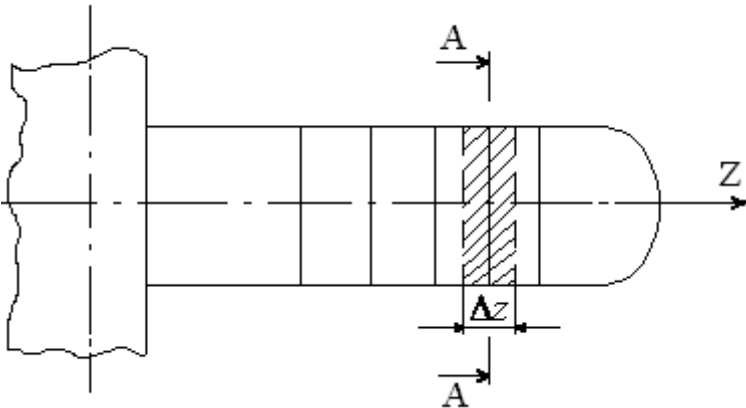


Рисунок 37

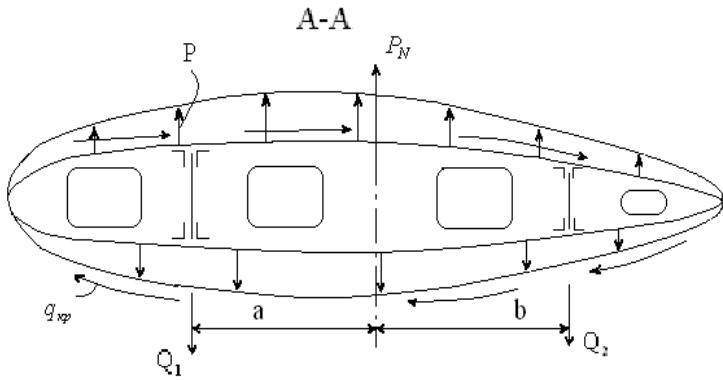


Рис.

Рисунок 38

Равнодействующая этих сил P_i будет равна:

$$P_i = \frac{nG}{S} \Delta Z_{\hat{A}};$$

И уравнивается реакциями в опорах Q_1 и Q_2 . Крутящий момент уравнивается погонным касательным потоком:

$$q_{\hat{E}D} = \frac{M_{\hat{E}D}}{2W}$$

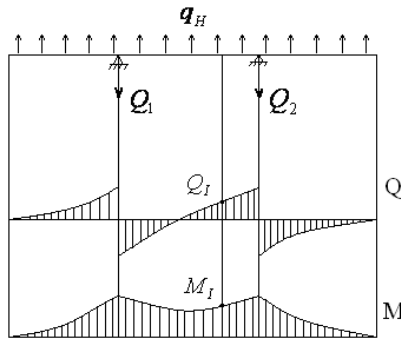


Рис.

Рисунок 39

Под действием этих нагрузок нервюра работает на изгиб и сдвиг и рассчитывается как тонкостенная балка. Для этого строятся эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил (рис.) В любом i -м сечении нервюры нормальные напряжения определяются по формуле

$$\sigma_i = \frac{M_i}{H_i F_{i.\dot{I}D}} \leq \sigma_{D\dot{A}\zeta};$$

а касательные

$$\tau_i = \frac{Q_i}{H_i \delta_{\tilde{N}\dot{A}}} \leq \tau_{D\dot{A}\zeta};$$

где:

$F_{i.\dot{I}D}$ - площадь сечения поясов нервюры с присоединенной обшивкой,

$\delta_{\tilde{N}\dot{A}}$ - толщина стенки нервюры,

H_i - высота нервюры в i -м сечении.

б) Усиленные нервюры

Рассмотрим усиленную нервюру, передающую сосредоточенную силу P (рис.) от узлов навески агрегатов. Для таких нервюр можно пренебречь воздушной нагрузкой по сравнению с силой P . Сила P передается на лонжероны распределяясь между ними пропорционально их жесткостям на изгиб, т.е.

$$Q_1 = \frac{PE_1 I_1}{\sum E_i I_i};$$

$$Q_2 = \frac{PE_2 I_2}{\sum E_i I_i};$$

Крутящий момент

$$\dot{I}_{\hat{E}D} = D\dot{\alpha} + Q_I$$

уравновешивается погонными касательными усилиями в обшивке

$$q_{\hat{e}\delta} = \frac{M_{\hat{e}\delta}}{2W};$$

где:

$E_I I_I$ - жесткость i -го лонжерона на изгиб,

W – площадь контура нервюры «в свету».

Построив эпюры изгибающих моментов M и перерезывающих сил Q определяются нормальные и касательные напряжения. Причем касательные напряжения в стенках нервюры будут равны:

$$q = q_D \pm q_{\hat{E}D} = \frac{Q}{H} \pm \frac{M_{\hat{E}D}}{2W};$$

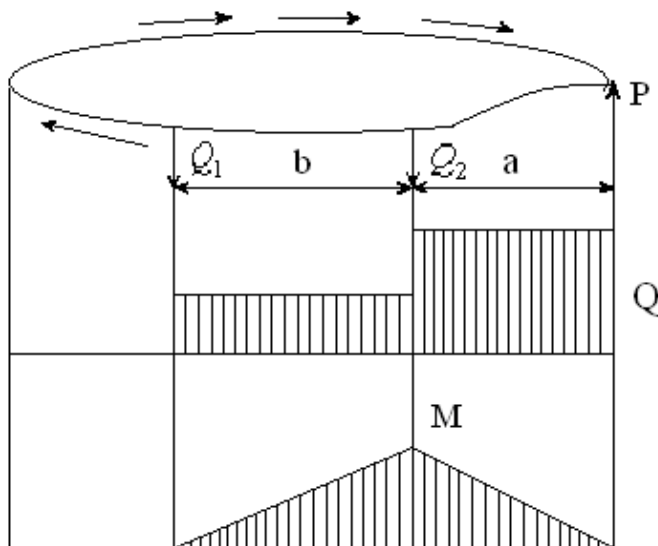


Рис.

Рисунок 40

В сечениях, близких к силовой нервюре, от действия силы P возможно коробление крыла. В результате чего появляются дополнительные самоуравновешенные касательные усилия Δq . Решение этой задачи вариационным методом (см. специальную литературу) дает следующую формулу для определения Δq

$$\Delta q = -qk;$$

где:

$$k = \frac{1 + \frac{q_{\hat{E}D}}{q} \frac{\delta_{\hat{O}\hat{N}}}{4\hat{A}\hat{I}}}{1 + \frac{\delta_{\hat{O}\hat{N}}}{16\delta_i} \left(4\alpha + \frac{\hat{a}}{\alpha} \right)}$$

$$\alpha = 0.5\sqrt{2\sqrt{b} + a};$$

$$a = 3.6 \frac{\delta_i}{\hat{I} \delta_{\hat{I}\hat{A}}} \left(1 + \frac{5 \hat{I}}{9 \hat{A}} \frac{\delta_{\hat{I}\hat{A}}}{\delta_{\hat{N}\hat{O}}} \right);$$

$$b = 36 \frac{\delta_i}{\hat{A}^2 \hat{I} \delta};$$

$\delta_{\hat{I}\hat{A}}$ - толщина обшивки,

δ - приведенная толщина обшивки с учетом площади стрингеров,

$\delta'_i = \frac{\delta_{\hat{O}}}{\Delta z}$ - толщина стенки нормальной нервюры, отнесенной

к шагу нервюр Δz ,

$\delta_{\acute{O}\tilde{N}}$ - толщина стенки усиленной нервюры.

Если в формуле для Δq величина $q \triangleright 0$, то Δq разгружает усиленную нервюру, если $\Delta q \triangleleft 0$, то Δq может догружать ее.

5.8 РАСЧЕТ УЗЛОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Отдельные агрегаты, часто и детали самолета соединяются между собой узловыми соединениями, благодаря которым конструкция работает как единое целое. Узловые соединения бывают двух типов: разъемные (соединения консоли крыла с центропланом, подвески элеронов, рудей, закрылков, крепление шасси, силовой установки и т.д.) и неразъемные (например: нервюры с обшивкой, стрингерами, лонжеронами, шпангоуты с обшивкой и т.д.)

Точный расчет узловых соединений очень сложен или вообще неосуществим. Объясняется это тем, что узлы, во-первых, часто являются статически неопределимыми системами, во-вторых, имеют большое число отверстий, и, в-третьих, распределение усилий зависит от технологии изготовления (отклонения в размерах, способы клепки, термообработка) и эксплуатации самолета. В связи с этим, ответственные узлы рассчитываются на повышенные нагрузки, равные $D = 1.25D_D$ расчетной нагрузки, а затем проверяются при испытаниях самолета.

5.8.1 НАГРУЖЕНИЕ И РАСЧЕТ ЗАКЛЕПОЧНЫХ ШВОВ

Заклепочные соединения достаточно широко распространены в самолетостроении. Нагружаются заклепочные швы усилиями, которые стремятся вызвать относительное смещение соединяющих элементов. Поэтому рассчитываются заклепки на срез и проверяются на смятие. Обычно применяются заклепки $d = 2...8$ мм. При большем расчетном диаметре вместо заклепок ставятся болты. Объясняется это тем, что с увеличением диаметра заклепки, из-за неравномерности нагрузки по сечению, временное сопротивление

материала заклепок на срез уменьшается (рис.). Продольный шов соединения листов обшивки нормальными усилиями не нагружается. Заклепки воспринимают только погонные усилия q , действующие в панели (рис.). Сила, приходящаяся на одну заклепку такого шва равна:

$$D_{\zeta} = \frac{qt}{n};$$

где: t - шаг заклепки,

n – число рядов в заклепочном шве.

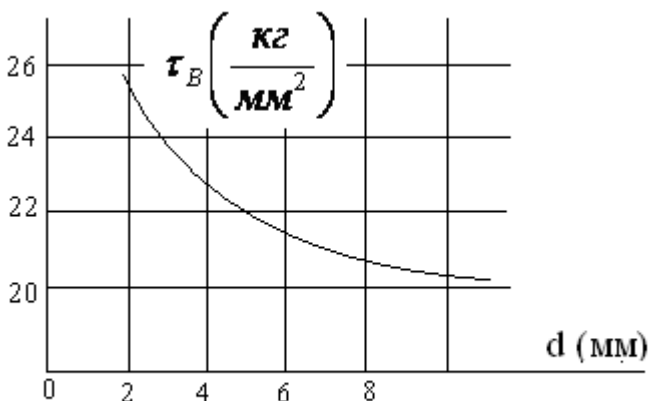


Рис.

Рисунок 41

Поперечный шов более нагружен. Кроме касательных сил он передает также и нормальные усилия $P = \sigma \delta_{iA} t$ (рис.) Сила, приходящаяся на одну заклепку поперечного шва равна

$$P_3 = \frac{t}{n} \sqrt{(\sigma \delta_{OB})^2 + q^2};$$

по усилию среза D_{ζ} определяют касательные напряжения

$$\tau = \frac{P_3}{\frac{\pi d^2}{4} m} \leq \tau_B;$$

где:

m – число плоскостей среза,

$\tau_{\hat{A}}$ - предел прочности материала заклепки на срез.

Условие прочности заклепок и листов обшивки на смятие:

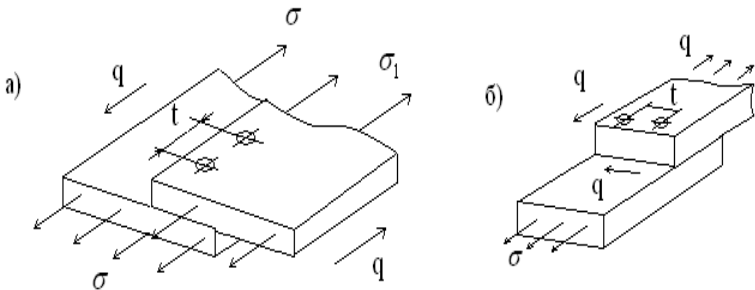


Рис.

Рисунок 42

где:

$$\sigma_{\tilde{N}l} = 1.5 \sigma_{\hat{A}} - \sigma = \frac{P_3}{\delta d} \leq \sigma_{CM};$$

разрушающее напряжение смятия для неподвижных соединений.

В отдельных случаях заклепки работают на отрыв головки, т.е. на растяжение. Это заклепки, соединяющие обшивку несущих поверхностей к каркасу.

Нормальные напряжения разрыва:

$$\sigma = \frac{P_3}{\frac{\pi d^2}{4}} \leq 0,75 \sigma_B;$$

При действии значительных нагрузок в соединениях применяются болты. Болты рассчитываются также как и заклепки на срез, смятие и растяжение. На растяжение болты работают лучше, чем заклепки.

5.8.2 РАСЧЕТ КЛЕЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ

Клеевые соединения наряду с заклепочными широко применяются в самолетостроении благодаря следующим преимуществам:

- отсутствие концентраций напряжений и ослабление сечений за счет отверстий.
- лучшая форма поверхности и герметичность соединений.
- меньший вес и стоимость производства.

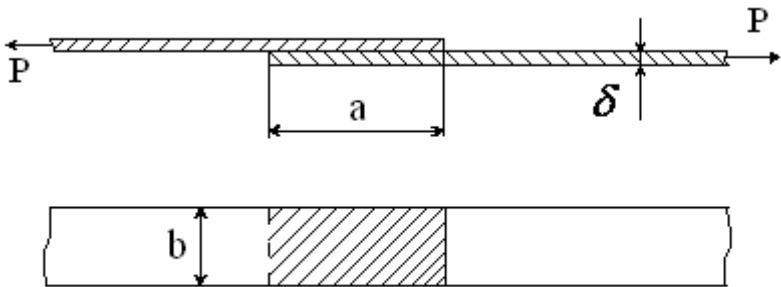


Рис.

Рисунок 43

При проектировании клеевого соединения стремятся клеевую пленку расположить так, чтобы она работала на срез или сдвиг, т.к. на отрыв клей работает плохо (рис.) подбирается из условия равнопрочности среза клеевой пленки и разрыва листа обшивки. Сила среза клеевой пленки:

$$D_{\text{ND.ÊË}} = \tau_{\text{B.ÊË}} \hat{a}b;$$

Должна быть равной силе разрыва листа

$$D_{\text{Ê}} = \sigma_{\text{Ê2}} \hat{b}\delta;$$

Следовательно, условием прочности соединения может служить равенство

$$\tau_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} \alpha = \sigma_{\hat{A}} \delta;$$

откуда определяется величина α , или косая склейка (рис.) применяется для увеличения клеевого шва и обеспечения его работы на сдвиг. При соединении «на ус» клеевая пленка нагружается еще незначительными напряжениями разрыва.

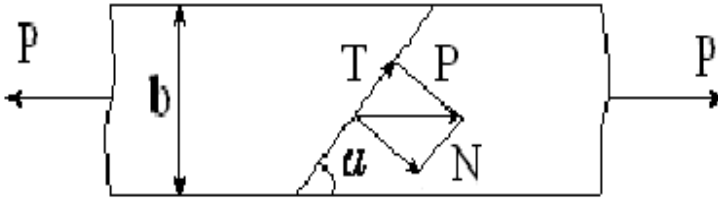


Рисунок 44

Составляющая

$$T = P \cos \alpha$$

вызывает сдвиг листов.

При этом

$$\sigma_{MAX} = \tau_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} F_{\tilde{N}\hat{E}\hat{E}} = \tau_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} \delta \frac{b}{\sin \alpha};$$

Составляющая

$$N = P \sin \alpha$$

вызывает разрыв клеевого соединения, при этом

$$N_{MAX} = \sigma_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} F_{\tilde{n}\hat{e}\hat{e}} = \sigma_{\hat{a}\hat{e}\hat{e}} \frac{\delta_a}{\sin \alpha};$$

Разрушающая сила склейки

$$P_{\hat{E}\hat{E}} = \tau_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} \frac{\delta_{\hat{A}}}{\sin \alpha} \cos \alpha + \sigma_{\hat{A}\hat{E}\hat{E}} \frac{\delta_{\hat{A}}}{\sin \alpha} \sin \alpha;$$

Должна быть равной разрушающей силе листа

$$D_{\ddot{E}} = \sigma_{\hat{A}} b \delta;$$

Приравнивая, получим условие прочности

$$\frac{\tau_{\hat{A}.\hat{E}\hat{E}}}{\operatorname{tg} \alpha} + \sigma_{\hat{A}.\hat{E}\hat{E}} = \sigma_{\hat{A}.\hat{E}};$$

Откуда следует, что при выбранном материале листа и клея возможно равнопрочное соединение только при одном значении α .

5.8.3. РАСЧЕТ ПРОУШИН

Проушины широко применяются в разъемных соединениях. Для односрезной проушины (рис.) эпюра смятия будет неравномерной за счет изгибающего момента, действующего на болт:

$$M = Pa$$

В связи с этим проушины выполняют симметричными с несколькими плоскостями среза (рис.). Прочность болта соединения проверяется на срез

$$\tau = \frac{P}{\frac{\pi d^2}{4}} \leq \tau_B;$$

где:

m – число плоскостей среза.

Выбрав диаметр болта, проверяют его на смятие

$$\sigma_{\hat{N}\hat{I}} = \frac{D}{\delta} \leq \mu \sigma_{\hat{A}};$$

где:

δ - толщина проушины,

μ - коэффициент, зависящий от типа соединения

($\mu = 1.3 \dots 1.5$ для

неразъемных, $\mu = 1$ для разъемных, но неподвижных,
 $\mu = 0,2$

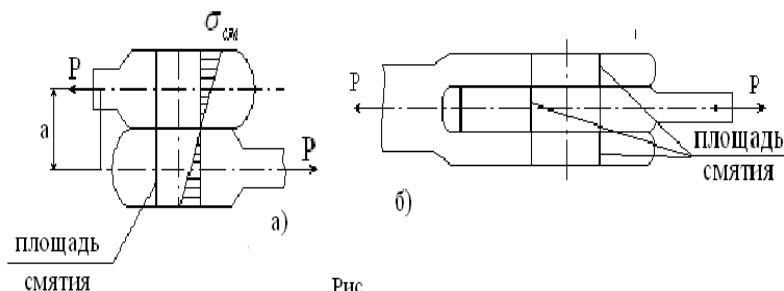


Рис.

Рисунок 45

(для подвижных соединений).

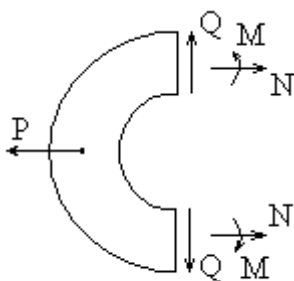


Рис.

Рисунок 46

Расчет проушины от действия силы P весьма сложен. Как показывает опыт, разрушение проушины происходит по сечению $m-m$ от деформаций, вызванных растяжением (рис.46). Для определения напряжений приходится решать статически неопределимую задачу – расчета кривого болта малого радиуса кривизны под действием сил Q, N, P, M (рис.46).

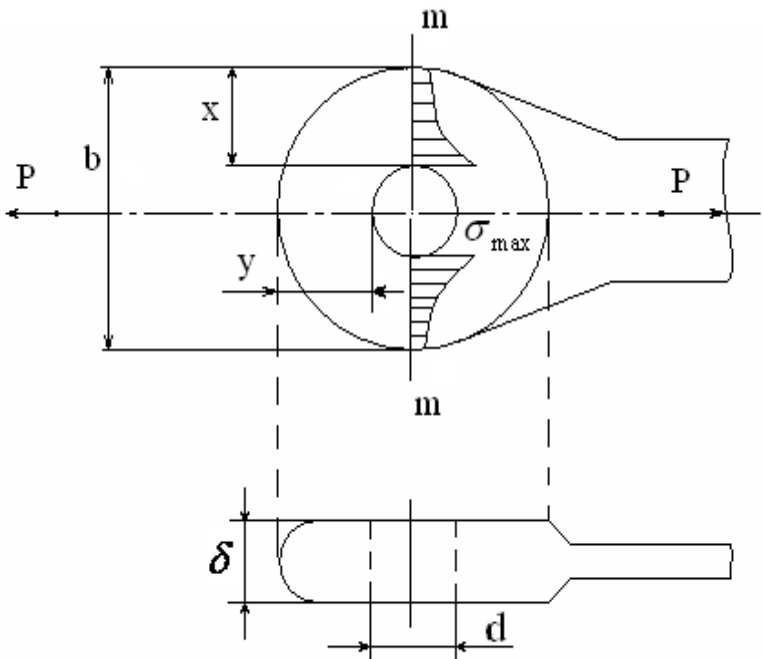


Рис.

Рисунок 47

Однако, как показали эксперименты, независимо от разрушения (сечение m-m) расчет следует производить на разрыв по сечению m-m по средним напряжениям

$$\sigma_{\bar{N}D} = \frac{D}{2x\delta \cdot k} \leq \sigma_{\bar{A}};$$

где:

k - это коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений в

отдельных точках

$$k = 0,565 + 0,46 \frac{y}{x} - 0,1 \frac{b}{a} \leq 1;$$

6 ФЮЗЕЛЯЖ

6.1 Назначение, требования, типы, внешние формы фюзеляжа

Фюзеляж является важнейшей частью самолёта. Он предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива, двигателей, вооружения и т.д. В силовом отношении фюзеляж связывает в одно целое другие части самолёта: крыло, оперение, шасси, силовую установку.

Все конструкции фюзеляжа составляют около 40% от веса конструкции самолёта.

Различают три типа фюзеляжа: собственно фюзеляж, гондола и лодка. Если оперение располагается на двух балках, то фюзеляж превращается в гондолу. Такие самолёты называют двухбалочными. Фюзеляж гидросамолётов представляет собой лодку и предназначен для обеспечения взлёта и посадки с водной поверхности.

Кроме общих требований к фюзеляжу предъявляются специфические требования:

- минимальное сопротивление, что достигается плавным сопряжением фюзеляжа с крылом и оперением;
- максимальные удобства для пассажиров, экипажа, рациональное размещение грузов, оборудования;
- обеспечение хорошего обзора лётчикам, возможность быстрого покидания самолёта экипажем и пассажирами при авариях;
- обеспечение герметизации и тепло- звукоизоляции для создания нормальных условий экипажу и пассажирам;
- компоновка грузовых кабин должна обеспечивать максимальное использование внутренних объёмов.

Внешние формы фюзеляжа характеризуются формой поперечного сечения и видом сбоку. При выборе форм поперечного сечения приходится удовлетворять противоречивым требованиям аэродинамики, эксплуатации и прочности. Так, для уменьшения лобового сопротивления следует уменьшать мидель фюзеляжа, а для размещения грузов, пассажиров и т.д. необходимо увеличивать. С

точки зрения аэродинамики и конструкции наиболее выгодным является круглое сечение. Такой фюзеляж является наиболее лёгким и прочным. Однако, с точки зрения расположения грузов и пассажиров оно не является оптимальным. Создаются трудности в использовании объёмов по бортам фюзеляжа и под полом кабины.

Прямоугольные сечения и овальные с плоскими бортами (рис.37а) не выгодны с точки зрения аэродинамики. Но очень удобно для расположения грузов и пассажиров. Плоские поверхности упрощают изготовление обшивки и сборку. Но при герметизации отсеков обшивка работает на изгиб от действия внутреннего давления. Поэтому такие сечения применяются на современных дозвуковых транспортных самолётах.

Овальное сечение (рис.37б) с суживающимися бортами кверху позволяет уменьшить лобовое сопротивление от интерференции, получить минимальное миделево сечение, удобно разместить экипаж и создать необходимый обзор.

Для пассажирских и транспортных самолётов оказывается наиболее выгодным сечение, образованное двумя дугами окружности (рис.37в). Если по линии смыкания образующих расположить какие-либо элементы конструкции, например, пол или балки пола, то обшивка будет работать только на растяжение. Впервые такая конструкция была применена американскими фирмами Боинг и Локхид и получила у них название «double-bubble».

Форма фюзеляжа при виде сбоку представляет собой тело вращения с затупленным (для дозвуковых самолётов) или острым (для сверхзвуковых) носком. Форма фюзеляжа зависит от назначения самолёта, расположения двигателей, воздухозаборников, и т.п. Выступающий фонарь кабины экипажа широко применяется на современных самолётах. Однако имеются самолёты с фонарями, вписанными в контур фюзеляжа и отклоняющимся носком.

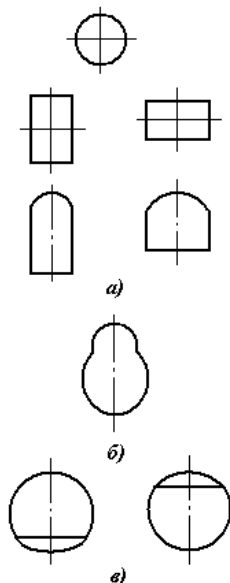


Рисунок 48
Формы сечения
фюзеляжей

Иногда с целью уменьшения волнового сопротивления и сопротивления интерференции фюзеляж проектируют по «правилу площадей». Суть этого правила состоит в том, что закон изменения площади поперечного сечения самолёта по длине должен соответствовать закону изменения формы тела наименьшего сопротивления. Конструктивно это достигается поджатием боков фюзеляжа, созданием так называемой «осиной талии» (рис.49). При компоновке само-

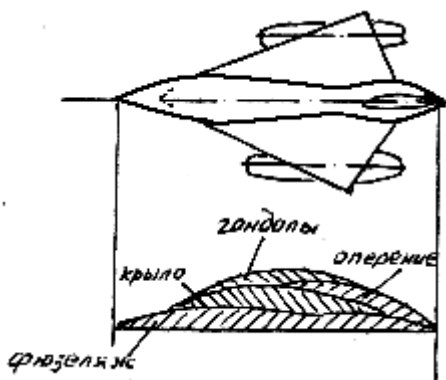


Рисунок 49

Компоновка самолёта с учётом правила площадей

лётá по «правилу площадей» начало резкого роста сопротивления сдвигается на большие числа Маха. Естественно, конструкция и технология производства самолёта усложняются.

Привести пример объёмной компоновки фюзеляжа.

6.2 Нагрузки, действующие на фюзеляж

Основными нагрузками на фюзеляж являются поверхностные силы, к которым относятся аэродинамические силы, приходящиеся от остальных частей самолёта – крыла, оперения, шасси, силовой установки.

Кроме поверхностных сил на фюзеляж действуют массовые силы от грузов, агрегатов, расположенных внутри него и собственный вес конструкции.

Аэродинамические силы, действующие на поверхность фюзеляжа в виде давления или разрушения, в отдельных местах могут достигать значительной величины (несколько тонн на 1м^2). Однако они оказываются существенными лишь при работе на местную устойчивость и прочность. В общей работе фюзеляжа ими можно пренебречь.

Нагрузки на фюзеляж можно подразделить на симметрич-

ные, действующие в плоскости симметрии самолёта и на асимметрические, действующие в плоскости перпендикулярной плоскости симметрии.

6.2.1 Симметрические нагрузки

В криволинейном полёте на самолёт (рис.50) действует подъёмная сила крыла $Y_{кр}$ и горизонтального оперения $P_{го}$. Подъёмная сила крыла определяется коэффициентом перегрузки n , задаваемом нормами прочности для каждого расчётного случая:

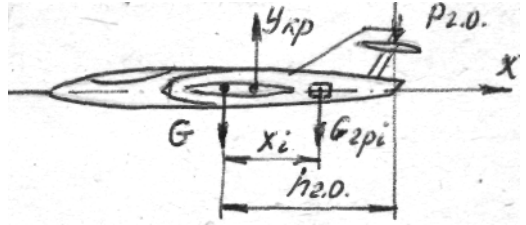


Рисунок 50

Силы, действующие на самолёт

$$Y_{кр} = n_{ср} G \quad (31)$$

Подъёмная сила горизонтального оперения в общем случае складывается из уравновешивающей нагрузки $P_{го\ ур}$ и маневренной нагрузки $\Delta P_{го}$:

$$P_{го} = P_{го\ ур} \pm \Delta P_{го} \quad (32)$$

В результате подъёмная сила всего самолёта равна

$$Y = Y_{кр} \pm P_{го} \quad (33)$$

Эта сила и создаёт поступательное ускорение для всех масс самолёта, которому соответствует перегрузка:

$$n_y = \frac{Y_{кр} \pm P_{го}}{G} \quad (34)$$

Мгновенно приложенная маневренная нагрузка $\Delta P_{го}$ создаёт угловое ускорение самолёта

$$\varepsilon_z = \frac{\Delta P_{го} \cdot h_{го}}{J_z}, \quad (35)$$

где:

J_z – массовый момент инерции самолёта относительно оси z :

$$J_z = \frac{G}{g} i_z^2 \quad (36)$$

где:

$$I_z = 0$$

Соответствующая ускорению ε_z перегрузка в i – той точке самолёта будет

$$n_{iy} = \frac{\varepsilon \cdot x_i}{g} \quad (37)$$

Суммарная перегрузка в направлении оси y произвольной массы будет

$$n_{iy} = \frac{Y_{кр} \pm P_{го}}{G} \pm \frac{\varepsilon x_i}{g} \quad (38)$$

По известной перегрузке можно определить и массовую силу груза

$$P_i = n_{iy} \cdot G_{гpi} \quad (39)$$

6.2.2 Нагрузки, перпендикулярные плоскости симметрии

При асимметричном нагружении самолёт уравнивается так же, как и при симметричном. Рассмотрим случай нагружения вертикального оперения маневренной нагрузкой. На самолёт действуют силы вертикального оперения (рис.51)

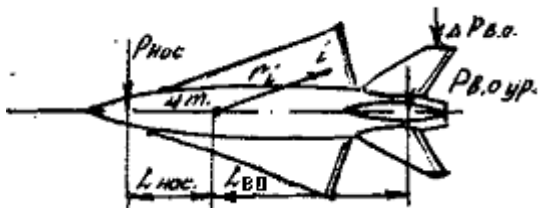


Рисунок 51

Асимметричное нагружение самолёта

$$P_{во} = P_{во\ ур} + \Delta P_{во} \quad (40)$$

и аэродинамическая сила

$$P_{нос} = P_{во\ ур} \cdot \frac{L_{во}}{L_{нос}} \quad (41)$$

Суммарная боковая сила

$$P = P_{\text{во}} + P_{\text{нос}} \quad (42)$$

вызывает поступательное ускорение, одинаковое для всех масс и равное

$$n_z = \frac{P}{G} \quad (43)$$

Маневренная нагрузка $\Delta P_{\text{во}}$ вызывает угловое ускорение

$$\varepsilon_y = \frac{\Delta P_{\text{во}} \cdot L_{\text{во}}}{J_y}, \quad (44)$$

где:

J_y – массовый момент инерции относительно оси y .

Соответствующая этому ускорению перегрузка будет равна

$\frac{\varepsilon_y r_i}{g}$. Полная перегрузка в направлении оси z для I – той массы равна

$$n_{iz} = \frac{P_{\text{в.о.уп}} \pm \Delta P_{\text{во}} + P_{\text{нос}}}{G} \pm \frac{\varepsilon_y r_i}{g} \quad (45)$$

По известной перегрузке определяется сила, действующая на I – ю массу

$$P_{iz} = n_{iz} G_{\text{гр } I} \quad (46)$$

После определения всех сил приступают к построению расчётных эпюр. Эпюры строятся в двух взаимоперпендикулярных плоскостях. Следовательно, фюзеляж рассчитывается на изгиб и сдвиг в двух плоскостях и на кручение.

Для построения эпюр необходимо выбрать силовую схему фюзеляжа. В большинстве

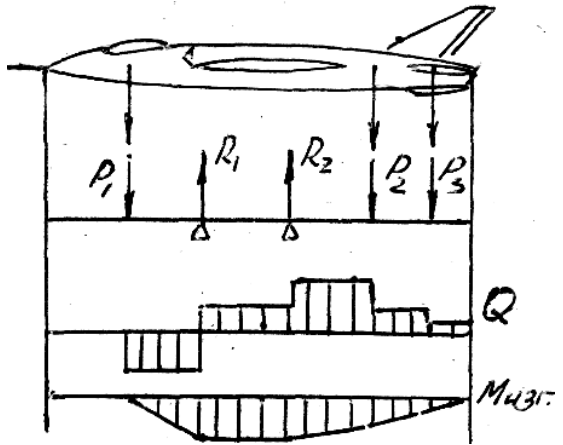


Рисунок 52

Эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов

случаев фюзеляж рассматривается как балка, опёртая на лонжероны крыла. Фюзеляж условно расчлняют на носовую и хвостовую консольные части. Определяются реакции в опорах и строятся затем эпюры перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов.

Например, для двухлонжеронного крыла эпюры фюзеляжа имеют следующий вид (рис.52).

6.3 Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей

По конструктивно-силовой схеме фюзеляжи представляют собой балку, состоящую из продольного и поперечного набора. Все фюзеляжи можно подразделить на следующие группы: балочные, ферменные и ферменно-балочные.

Наибольшее распространение получили балочные фюзеляжи.

6.3.1 Фюзеляж балочной схемы

В балочном фюзеляже основными элементами являются продольный набор – лонжероны, стрингеры; поперечный набор – шпангоуты и обшивка.

Различают три конструктивные схемы балочных фюзеляжей:

- лонжеронные конструкции, состоящие из мощных поясов лонжеронов, слабого набора стрингеров и шпангоутов, и обшивки, работающей на сдвиг и кручение.
- стрингерные (полумонок) фюзеляжи, состоящие из обшивки, работающей на изгиб и кручение и часто расположенных стрингеров.
- обшивочные (монок) фюзеляжи, представляющие собой толстую, подкреплённую шпангоутами. В такой конструкции всю нагрузку воспринимает обшивка.

Лонжеронные конструкции фюзеляжей применяются, главным образом, для самолётов с двигателем, расположенным внутри фюзеляжа. В этом случае наличие лонжеронов в верхнем и нижнем сводах позволяет рационально осуществить крепление двигателей (рис.53).



Рисунок 53

Узлы крепления двигателя устанавливаются на силовых шпангоутах и усилия с них передаются на лонжероны. Преимущество лонжеронных фюзеляжей заключается в том, что такая схема проще осуществить вырезы. Изгибающий момент таких фюзеляжей полностью воспринимается лонжеронами, а сдвиг и кручение – обшивкой, подкреплённой стрингерами.

Стрингерная конструкция балочных фюзеляжей является в настоящее время самой распространённой. Она представляет собой тонкую обшивку с частым подкреплением стрингерами и шпангоутами. Благодаря этому обшивка работает с высокими напряжениями сжатия. По такой схеме часто выполняются хвостовые и средние части фюзеляжей.

Обшивочные (или монококи) фюзеляжи состоят из обшивки, подкреплённой только шпангоутами. Обшивка в этом случае работает на все виды нагрузок. По такой схеме чаще всего выполняются отдельные отсеки фюзеляжей – носовые, хвостовые части. В производстве такая конструкция проще, чем стрингерная. Отказ от стрингеров позволяет увеличить внутренний полезный объём фюзеляжей. Однако для увеличения жёсткости обшивки её приходится утолщать. Преимущества такой конструкции проявляются наиболее полно в герметических отсеках с избыточным давлением и в слоистых конструкциях. При этом обеспечивается:

- уменьшение цепных напряжений в обшивке, что очень важно для пассажирских самолётов;
- малая возможность возникновения усталостных трещин;
- значительное повышение звукоизолирующих свойств;
- живучесть конструкции.

К недостаткам можно отнести трудность осуществления больших вырезов.

Основными конструктивными элементами балочных фюзеляжей являются: обшивка, лонжероны, бимсы, стрингеры, нормальные и силовые шпангоуты.

Обшивка выполняется из листового материала, плит, полученных штамповкой, а также слоистой конструкции. Изготавливается она из дюралюминиевых или титановых сплавов. Листы обшивки соединяются встык или внахлёстку заклёпочными соедине-

ниями, сварными или клеевыми.

Обшивка может изготавливаться заодно с подкрепляющими элементами, образуя монолитные панели. Наиболее лёгкой, прочной и жёсткой обшивкой является слоистая обшивка с лёгкими заполнителями.

Стрингеры фюзеляжа по своей конструкции подобны стрингерам крыла. Изготавливаются они из профилей гнутых, катанных, прессованных и т.д. Стрингеры не только подкрепляют обшивку, но и сами несут нагрузку. Поэтому необходимо стремиться делать их нарезными по длине фюзеляжа.

Иногда стрингеры подразделяют на силовые, воспринимающие совместно с обшивкой усилия от изгиба и вспомогательные, служащие для окантовки смотровых окон, крепления различного оборудования. На большинстве современных самолётов применяют z – образные стрингеры и уголковые, удобные в технологическом отношении. Однако, под действием осевых усилий они склонны к закручиванию, что создаёт в обшивке небольшие избыточные моменты.

Исследования показывают, что более выгодной будет форма сечения, у которой главная ось инерции проходит через ось заклёпочного шва. Тогда стрингер не закручивается. Поэтому на некоторых самолётах применяются корытообразные и швеллерного типа сечения.

Шпангоуты в фюзеляже выполняют функции, аналогичные нервюрам крыла. Они подразделяются на нормальные и усиленные или силовые.

Нормальные шпангоуты служат для подкрепления обшивки, придания ей определённой формы. Выполняются они в виде кольца, отштампованного из листового материала швеллерного или z – образного сечения или образуются из уголковых профилей.

Усиленные шпангоуты предназначены для передачи сосредоточенных сил и моментов на обшивку. Располагаются они в местах соединения крыла и оперения с фюзеляжем, в местах крепления шасси, силовой установки, грузов и т.д. По конструкции они представляют собой кольца, полученные склёпыванием из отдельных листов, уголков или штамповкой из плит. Если позволяет внутренняя компоновка, то шпангоуты выполняются с глухой стен-

кой, подкреплённой стойками (рёбрами). По способу соединения с обшивкой шпангоуты делятся на подкрепляющие и распределяющие.

Подкрепляющие шпангоуты соединяются с обшивкой через стрингеры с помощью фитингов (рис.54а). Такое соединение значительно упрощает технологию сборки и поэтому подкрепляющие шпангоуты нашли широкое применение в военной технике. Для пассажирских и транспортных самолётов важное значение имеет вопрос уменьшения концентрации напряжений, которые в конечном счёте приводят к появлению трещин и усталостным разрушениям. Для борьбы с концентрацией напряжений нужно обеспечить более равномерное распределение на обшивку сосредоточенных сил. С этой целью в герметической части фюзеляжа почти все шпангоуты делаются «распределяющими». Распределяющие шпангоуты соединяются с обшивкой непосредственно (рис.54б), передавая таким образом равномерно по контуру всю нагрузку. Распределяющие шпангоуты тяжелее, но они повышают усталостную прочность конструкции фюзеляжа и живучесть. Для прохода стрингеров в нормальных распределяющих шпангоутах делаются вырезы. Усиленные шпангоуты, как правило, не режутся. Стрингеры в этом случае перестыковываются с помощью фитингов.

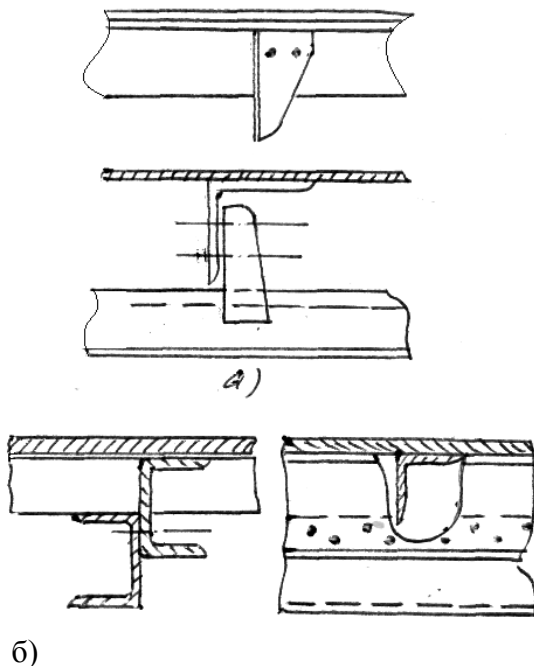


Рисунок 54
Соединение шпангоутов с обшивкой

Лонжероны в конструкции фюзеляжа представляют собой мощные пояса, воспринимающие осевые усилия от изгиба фюзеляжа. Они подразделяются на осевые и дополнительные или вспомогательные. Вспомогательные лонжероны ставятся для усиления конструкции в местах вырезов, в грузовых отсеках. Такие элементы часто называют балками или бимсами. Для упрощения изготовления фюзеляж обычно расчленяется на несколько частей технологическими разъемами. Каждая из частей изготавливается отдельно, а потом они собираются в единую конструкцию.

Конструкция стыковых соединений определяется конструктивно-силовой схемой.

В лонжеронных конструкциях продольные нагрузки на лонжероны передаются с одной части фюзеляжа на другую с помощью стыковых узлов, усилия в стрингерах и обшивке передаются на стыковые шпангоуты. В стрингерных и обшивочных фюзеляжах нагрузки передаются при помощи контурного стыка: стыковых угольников, фитингов или фланцевых соединений.

6.3.2 Ферменные фюзеляжи

В ферменных фюзеляжах основными элементами являются лонжероны, стойки и распорки в вертикальных плоскостях, распорки и распоры – в горизонтальных плоскостях (рис.55). Ферменные фюзеляжи имеют Як-1Я, По-2.

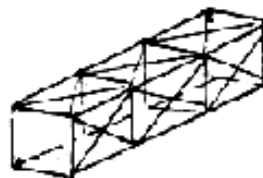


Рисунок 55
Ферменный фюзеляж

6.4 Расчёт фюзеляжа на прочность

Расчёт фюзеляжа на прочность заключается в определении напряжений в элементах конструкции от внешних нагрузок и сравнения их с разрушающими. При этом считаются известными: геометрические размеры фюзеляжа и его элементов, физико-механические характеристики материалов, эпюры поперечных сил

Q, изгибающих M и крутящих $M_{кр}$ моментов и осевых сил N.

Также, как и в крыле, разрушающие напряжения стрингеров и обшивки в сжатой зоне определяются критическими общей и местной потери устойчивости. Формулы для определения критических напряжений местной потери устойчивости приведены в разделе крыла.

Разрушение фюзеляжа может произойти в результате общей потери устойчивости, характеризуемой одновременным искривлением обшивки, стрингеров и шпангоутов. Причиной общей неустойчивости может оказаться недостаточная жёсткость шпангоутов при сплющивании фюзеляжа при изгибе.

Для кругового цилиндрического фюзеляжа критические напряжения общей потери устойчивости можно определить по формуле

$$\sigma_{кр} \approx 1,2 \frac{E}{R} \sqrt{\frac{J_{ш}}{a\delta}} \quad , \quad (47)$$

где:

- $J_{ш}$ – момент инерции сечения шпангоута с присоединённой обшивкой,
- a – шаг шпангоутов,
- δ – эквивалентная толщина обшивки

6.4.1 Определение нормальных напряжений

Нормальные напряжения в любом элементе поперечного сечения от изгибающего момента M определяются по формуле

$$\sigma_{инз} = \frac{M_z}{J_{\phi}} y_i \varphi_i \quad , \quad (48)$$

где:

- $J_{\phi} = \sum f_i \varphi_i y_i^2$ – момент инерции редуцированного сечения относительно оси z,
- f_i – площадь i – того элемента,
- y_i – расстояние от нейтральной оси редуцированного сечения до i–го элемента (рис.44),
- φ_i – редуцированный коэффициент

Если фюзеляж нагружен осевыми усилиями N (например, внутреннее давление), то нормальные напряжения от силы N будут постоянны по длине, сечению и равны

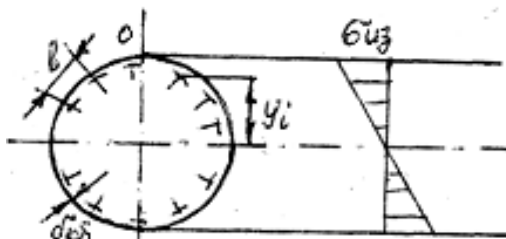


Рисунок 56

Нормальные напряжения от изгибающего момента

$$\sigma_N = \frac{N}{\sum (f_{стр} + 2c \cdot \delta_{об})} \quad , \quad (49)$$

где:

$\delta_{об}$ – толщина обшивки,

$2c$ – ширина присоединённой обшивки

Суммарные напряжения определяются алгебраически:

$$\sigma = \sigma_{i из} + \sigma_N \quad (50)$$

6.4.2 Определение касательных напряжений

Погонные касательные усилия в обшивке при сдвиге определяются по формуле

$$q_a = \frac{Q'}{J_\phi} S_\phi \quad , \quad (51)$$

где:

$Q' = Q - \frac{M}{H} \gamma$ – поперечная сила в сечении фюзеляжа с учётом конусности,

$S_\phi = \sum (f_{стр} + 2c \delta_{об}) y_i$ – статический момент для редуцированного сечения, отсчитываемого от точки 0 (рис.56),

J_ϕ – момент инерции сечения

Максимальные значения касательных усилий q_a получаются у нейтральной оси. Если фюзеляж нагружен крутящим моментом (например, в хвостовой части), то к погонным усилиям q_a нужно

добавить усилия от кручения

$$q_k = \frac{M_k}{2\omega}, \quad (52)$$

где:

ω – площадь, ограниченная контуром
 Касательные напряжения находят по формуле

$$\tau = \frac{q_a + q_k}{\delta_{об}} \quad (53)$$

6.4.3 Особенности расчёта в зоне больших вырезов

В конструкции фюзеляжа имеется большое количество смотровых лючков, вырезы с работающими крышками люков и большие вырезы, не закрытые силовыми крышками, например ниши шасси, грузовые люки.

Смотровые лючки и небольшие вырезы, закрытые силовыми крышками не нарушают силовые элементы и не влияют на работу общей силовой схемы фюзеляжа. Местное ослабление конструкции легко компенсируется установкой накладок (окантовок). Другое дело – большие вырезы. Такие вырезы оказывают существенное влияние на работу всей конструкции.

Ослабление конструкции большими вырезами компенсируется установкой по продольным границам силовых стрингеров, бимсов и усиленных шпангоутов (рис.57).

Бимсы представляют собой тонкостенные балки замкнутого поперечного сечения. Используют обычно для окантовки грузовых люков. У границ вырезов бимсы не заканчиваются, а продолжают на

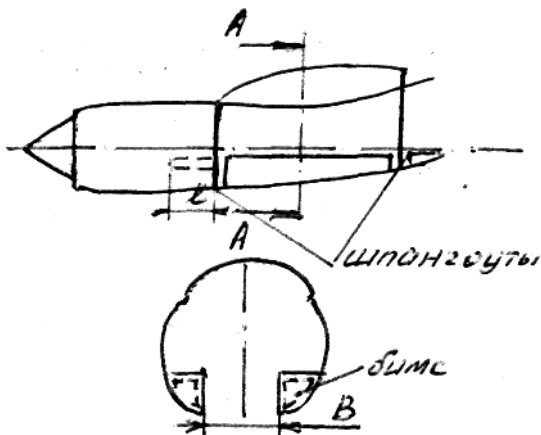


Рисунок 57
 Установка бимсов и шпангоутов
 вдоль границы выреза

длину l (рис.57). Приблизённо, величину принимают равной ширине выреза B .

На участке выреза, приближённо, фюзеляж можно рассчитать следующим образом. Поперечная сила Q_y воспринимается боковинами, а поперечная сила Q_z – верхним сводом (рис.47а). При этом в боковинах возникают погонные касательные усилия

$$q_{\text{бок}} = \frac{Q_y}{2H_6} \quad (54)$$

в своде

$$q_{\text{св}} = \frac{Q_z}{B_{\text{св}}} \quad (55)$$

где:

H_6 – расстояние, замеренное от ц.т. редуцированного сечения свода до границы выреза,

$B_{\text{св}}$ – ширина свода

Изгибающий момент вос-

принимается растяжением – сжатием бимсов и продольных элементов верхнего свода:

$$2P_6 = P_{\text{св}} = \frac{M_z}{H_6} \quad (56)$$

При этом в бимсе действуют нормальные напряжения

$$\sigma_6 = \frac{P_6}{f_6} \quad (57)$$

Изгибающий момент M_y воспринимается боковинами.

Крутящий момент на участке выреза воспринимается изгибом боковин, каждая из которых рассматривается как двухопорная балка (рис.58б).

Поперечная сила в боковине

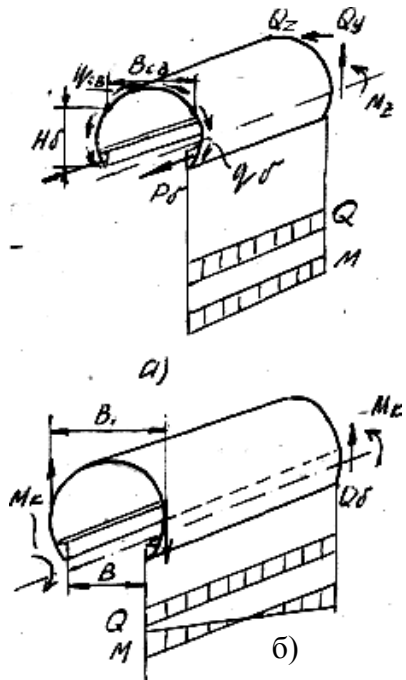


Рисунок 58

Силы и моменты, действующие на фюзеляж в области выреза

$$Q_6 = \frac{M_{кр}}{B_1} = \frac{M_k}{2R}, \quad (58)$$

где:

$B_1 = 2R$ – расстояние между центрами жесткостей боковин

При этом в боковине действует погонные касательные усилия

$$Q_6 = \frac{Q_6}{H_6} \quad (59)$$

Изгибающий момент $M = 0,5Q_6 \cdot l_b$ вызывает в бимсе напряжение

$$\sigma_6 = \frac{\Delta M}{H_6 \cdot f_6} \quad (60)$$

Соответствующие напряжения от различных нагрузок в элементах необходимо просуммировать алгебраически.

6.4.4 Расчёт шпангоутов

Нормальные шпангоуты нагружаются распределённой воздушной нагрузкой. Усиленные шпангоуты – сосредоточенными силами от грузов и других частей самолёта. Конструктивно шпангоуты выполняются в виде колец – рам жёстких в своей плоскости и не воспринимающих нагрузок перпендикулярных плоскости шпангоута. Уравновешивается шпангоут реактивным потоком касательных усилий в обшивке.

$$q = \frac{P \cdot S_\phi}{J_\phi}, \quad (61)$$

где:

P – сила, действующая на шпангоут,
 S_ϕ, J_ϕ – статический момент и момент инерции редуцированного сечения фюзеляжа

В практических расчётах считают, что сжимающая нагрузка P_1 уравновешивается на боковинах высотой $0,7H$, а обратносимметричная P_2 – верхним и нижнем сводами шириной $0,7B$ (рис.59).

Неизвестными силами в сечении шпангоута, выполненного в виде кольцевой рамы являются изгибающий момент M_s , поперечные силы Q_s и осевые силы N_s (рис.60). Определить их можно из решения статически неопределимой системы. В общем случае кольцевой шпангоут трижды статически неопределим.

Однако, учитывая симметричность конструкции можно уменьшить степень неопределимости, так при рассмотрении симметричной нагрузки шпангоут дважды, а при обратносимметричном нагружении – один раз статически неопределим.

Для раскрытия статической неопределимости и построения эпюр Q , M , N используют обычные методы механики, например, метод сил.

Разбив весь шпангоут на сечения и построив эпюры Q , M , N можно определить нормальные напряжения в поясах шпангоута и касательные напряжения в стенке и любом сечении по формулам

$$\sigma = \frac{M_s'}{J} y + \frac{N_s'}{F_{ш}} \quad (62)$$

$$\tau = \frac{Q_s}{h \delta_{ш}} \quad (63)$$

где:

$h, \delta_{ш}$ – высота и толщина стенки шпангоута в рассматриваемом сечении,

$F_{ш}$ – площадь сечения шпангоута,

J – момент инерции сечения шпангоута

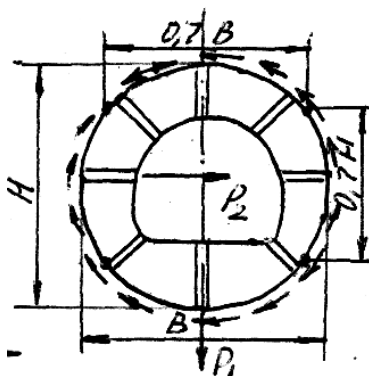


Рисунок 59
Расчёт шпангоута

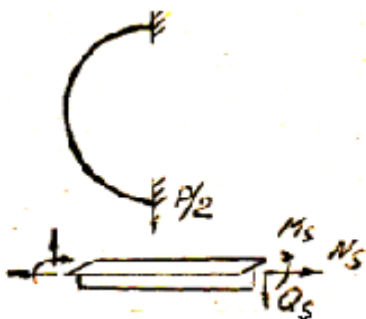


Рисунок 60
Расчёт шпангоута

Прочность шпангоута, как правило, определяется изгибом. Стенка шпангоута работает на сдвиг. Для повышения критических напряжений сдвига её подкрепляют стойками или рёбрами.

7 ГЕРМЕТИЧЕСКАЯ КАБИНА

Требования:

1. Достаточный объём, удобные сиденья, надлежащее освещение, комфорт.
2. Звукоизоляция от шума двигателей и других элементов.
3. Достаточное количество входных дверей и наличие аварийных выходов и средств.
4. Наличие надлежащего оборудования служебных помещений.

Герметичные кабины являются лучшим средством обеспечения безопасности и удобства при высотных полётах, т.к. сохраняются заданное барометрическое давление, химический состав и парциальное давление кислорода, поддержание определённой температуры и влажности воздуха.

Рассматривают два типа кабин:

1. Вентиляционного типа
2. Регенерационного

В вентилируемой кабине необходимое давление и обмен воздуха поддерживается путём наддува атмосферного воздуха. Наддув создаётся нагнетателем (компрессором). Нормальное давление поддерживается до определённой высоты (5 – 7 км), выше обеспечивается только перепад давления (0,4÷0,5 атмосферы) над давлением окружающей среды.

В кабине регенерационного типа давление и обмен поддерживается регенерационными установками. Кислород подаётся в кабину из баллонов со сжатым кислородом. Специальная регенерационная установка поглощает CO_2 и водяные пары. Падение давления компенсируется подачей кислорода. Преимущества – автономность работы и и большая высота полёта самолёта.

Недостаток – повышенная пожарная опасность.

7.1 Кабины экипажа

Кабина самолёта предназначена для размещения экипажа.

Фонарь необходим для обзора, на истребителях такие фонари выполняются из бронестекла.

Герметизация кабины осуществляется с помощью прокладок, жгутов, герметика и резины.

При покидании самолёта при аварии – фонарь сбрасывается. В качестве средства спасения на сверхзвуковых самолётах применяются катапультируемые кресла. Для достижения необходимой траектории полёта сиденья с пилотом следует увеличить начальную скорость и уменьшить лобовое сопротивление.

Для защиты лица пилота применяется специальная шторка. В случае больших скоростей – контейнер, защищающий тело. Для того, чтобы кресло не вращалось, используют стабилизирующие щитки.

8 УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ

В комплекс управления рулём высоты, ГО, рулём направления, элеронами и другими устройствами управления входит командный рычаг (устройство) в кабине пилота. Используют ручное (РУ) и ножное управление (НУ).

РУ – управление рулём высоты или цельноповоротным ГО и управление элеронами. Осуществляется с помощью ручки или штурвальной колонки.

НУ – управление рулём направления, осуществляется с помощью педалей.

По типу проводка подразделяется на жёсткую, гибкую и смешанную.

Гибкая проводка осуществляется с использованием тросов. С помощью роликов изменяется направление проводки управления. Гибкая проводка имеет малый вес, её можно монтировать в наиболее удобных и безопасных местах.

Недостатки – наличие большого трения в местах перегиба тросов и вытяжка тросов, возникающая несмотря на предварительное натяжение. Кроме того, при большой длине трос «пружинит»

вследствие упругой деформации. Эта проводка применяется в настоящее время редко, в основном на лёгких самолётах.

Жёсткая проводка – управление с помощью тонкостенных дюралюминиевых труб – тяг. Эта проводка, хотя и имеет больший вес по сравнению с гибкой, но она более живучая, в сочленениях имеет меньшее трение.

Смешанная проводка – соединение жёсткой и гибкой проводки. Все вращающиеся части, втулки, шарниры ставятся на шарикоподшипниках.

8.1 Требования к управлению

Основные требования к системе управления достаточная прочность и жёсткость, малый вес, удобство ремонта и эксплуатации и т.д. Кроме того к управлению предъявляются специфические требования.

1. При отклонении органов управления, усилия на ручке, педалях должно возрастать плавно. Их величина не должна превышать пределов, предусмотренных нормами прочности. Для истребителей 4 – 9 кг, бомбардировщиков 6 – 14 кг.

2. Обеспечение необходимых углов отклонения рулей и элеронов. Эти углы порядка $15 \div 30^0$. Углы отклонения рулей высоты и элеронов вверх делают большими, чем вниз.

3. Отклонение руля высоты не должно вызывать отклонения элеронов и наоборот, то есть должна быть независимость действия рулей.

4. При деформациях крыла, фюзеляжа и оперения должна быть исключена возможность заклинивания проводки и механизмов управления.

5. Вся система проводки должна иметь минимальное трение в трущихся элементах, люфты, зазоры не допустимы.

6. Педали ножного управления должны регулироваться по росту лётчика.

8.2 Системы управления

Командные посты системы управления ручка управления, штурвал управления. Может быть ножное управление с качающимися педалями.

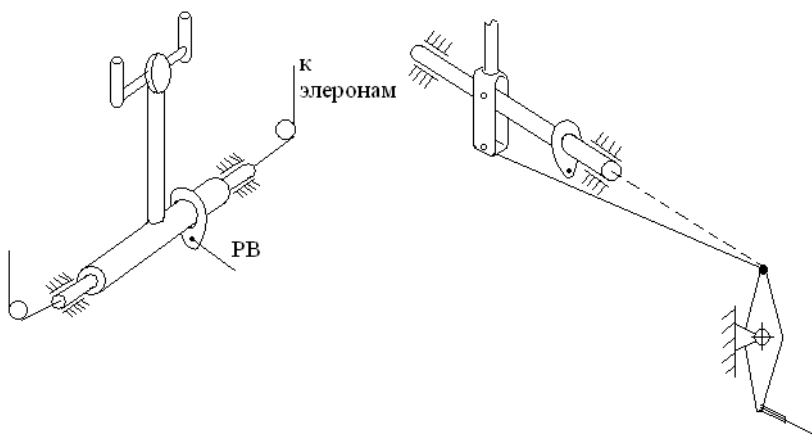


Рисунок 61
Штурвальное управление

8.3 Управление с помощью гидроусилителей

При управлении рулями (элеронами, ГО), с ростом скоростей полёта самолётов, при сохранении обычной кинематической связи между командными рычагами управления и рулями (элеронами), интенсивно увеличиваются усилия, действующие на ручку, штурвал и педали. На сверхзвуковых самолётах – необходимые углы отклонения рулей α , следовательно, и необходимые усилия увеличиваются. Поэтому средствами аэродинамической компенсации усилия на ручке управления сохранить приемлемыми не представляется возможным.

При этом уменьшается скорость управления и величина отклонения рулевых поверхностей что ведёт в свою очередь к уменьшению маневренности самолёта.

Для снятия чрезмерных усилий на командных рычагах управления применяется гидравлические (электрические) приводы

– усилители. Рассматривают две схемы включения гидроусилителя в проводку управления.

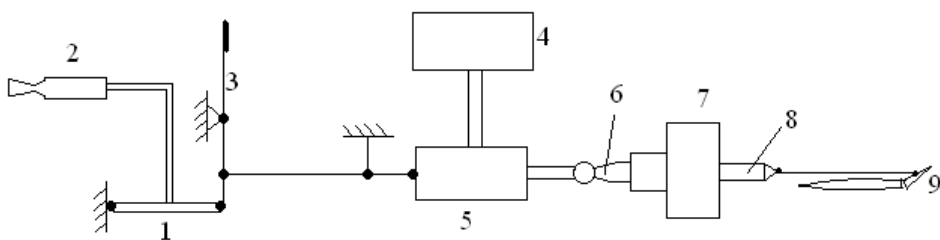
Их различие - шарнирный момент воспринимается полностью или частично. Если некоторая доля нагрузки воспринимается лётчиком – то обратимая система управления.

Для самолётов с большим диапазоном скоростей применяется необратимая система управления. В этом случае шарнирный момент полностью воспринимается гидроусилителем, и лётчик перемещает лишь золотник, а усилия и педалях имитируются искусственно с помощью специальных загрузочных механизмов (устройств), изменяющих определённым образом усилия при изменении режима полёта. Для этой цели применяется пружинный загрузающий механизм. В систему добавочного загрузочного автомата подводится скоростной напор от ПВД.

Для увеличения надёжности часто применяют самостоятельные дублирующие друг друга системы. Однако переход к гидроусилителям не исключает применения аэродинамической компенсации. Это необходимо для снижения потребных мощностей и для повышения безопасности в случае перехода на ручное управление.

8.4 Особенности управления самолётом на больших высотах

С увеличением высоты полёта при, сохранении скорости полёта, ухудшается ответная реакция самолёта на отклонение рулей. В следствие этого эффект от действия различных возмущений (воздушный порыв) сохраняется в течении более продолжительного времени. Поэтому предусматриваются специальные меры по искусственному демпфированию движения самолёта на больших высотах – то есть сопротивление возмущению его относительно оси, проходящей через центр тяжести самолёта. Применяются автоматы демпфирования.



1 – Загрузочный механизм; 2 – ПВД; 3 – Ручка; 4 – Датчики автомата демпфирования и стабилизации; 5 – Раздвижная тяга; 6 – Шток управления; 7 – Бустер; 8 – силовой шток; 9 – Руль высоты.

Рисунок 62

Система управления рулём высоты с использованием автомата демпфирования

У автомата демпфирования чувствительный элемент реагирует на изменение во времени угловой скорости вращения самолёта.

Рули автоматически, без участия лётчика, отклоняются так, что создают момент аэродинамических сил, направленный против вращения самолёта. Для того, чтобы управление от автомата демпфирования не оказывало воздействия на командные рычаги, в систему управления введена специальная раздвижная тяга, длина которой меняется от величины и знака сигнала, приходящего от чувствительного элемента.

При полёте на больших высотах (более 50 км) в условиях малой плотности использование органов управления невозможно – применяются струйные рули.

9 ШАССИ САМОЛЁТА

Назначение и требования, предъявляемые к шасси.

Назначение.

Шасси служит для обеспечения передвижения самолёта по земле при разбеге, пробеге и при передвижении по аэродрому. При ударе самолёта о землю вертикальная скорость снижения его

уменьшается до нуля за короткий промежуток времени, что сопровождается появлением значительных ускорений и инерционных сил.

Шасси снабжено пневматиками колёс и амортизаторами, уменьшающими ускорения и силы, действующие на шасси.

Требования к шасси.

1. Необходимо обеспечить свободное передвижение и достаточную устойчивость и управляемость самолёта на земле.

2. Минимальное лобовое сопротивление в полёте.

3. При обжатии амортизаторов необходимо обеспечить минимальное перемещение колёс в направлении продольной оси.

4. Компоновка шасси на самолёте должна также обеспечивать противокапотажные свойства самолёта, не допускать заваливания на хвост.

5. Обеспечение хорошей проходимости у самолётов, предназначенных для эксплуатации с грунтовых аэродромов.

6. Обеспечение поглощения амортизацией энергии самолёта при посадке.

7. Достаточная эффективность тормозов.

8. Уборка и выпуск шасси 6 – 15 секунд (средних и тяжёлых самолётов).

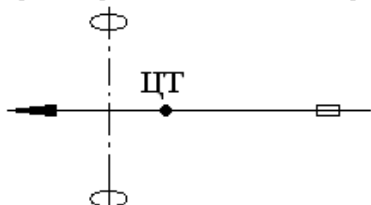
9. Наличие механизма аварийного выпуска.

10. Надёжная фиксация с помощью замков в выпущенном и убранном положении.

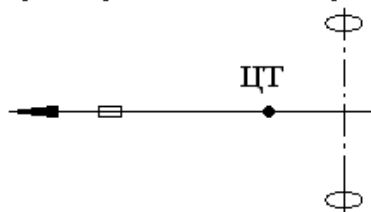
9.1 Типы шасси

Три основных типа.

1) Трёхопорное с хвостовой опорой



2) Трёхопорное с носовой опорой



3) Велосипедное шасси

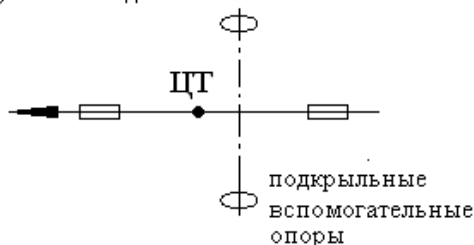


Рисунок 63
Типы шасси

Недостатки колёсных опор – конструктивная сложность, большой вес, габариты колёс. Иногда применяются шасси с лыжными опорами.

В настоящее время наибольшее распространение получило шасси с передним колесом.

Преимущества такого типа шасси.

1. Возможность осуществления посадки с большей скоростью (при малом угле атаки).

2. Осуществление посадки при углах атаки, соответствующих $C_{y_{max}}$. В случае заваливания на хвост имеется хвостовая пята.

3. Меньший угол атаки при разбеге (уменьшает лобовое сопротивление) – сокращается длина разбега.

Сокращается длина пробега при посадке, так как имеется возможность более интенсивного торможения.

Недостатки.

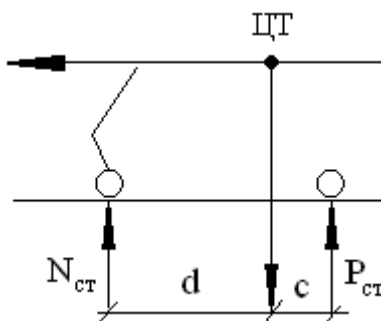
1. Большие нагрузки при посадке на переднюю стойку.

2. Возможность появления самовозбуждающихся колебаний (шимми), свободно ориентирующегося переднего колеса.

Для того, чтобы колебания переднего колеса были затухающими, применяются гасители колебаний – демпферы.

9.2 Нагрузки, действующие на шасси

Нагрузки при стоянке.



$$2P_{ст} + N_{ст} = G \quad (64)$$

где:

$P_{ст}$ – стояночная нагрузка на основную опору,

$N_{ст}$ – стояночная нагрузка на носовую опору,

G – вес самолёта

$$2P_{ст} = \frac{d}{c+d} \cdot G \quad (65)$$

Рисунок 64

Нагрузки на шасси при стоянке

$$N_{ст} = \frac{c}{c+d} \cdot G \quad (66)$$

где:

d, c – расстояния от ц.т. до векторов $N_{ст}$ и $P_{ст}$.

9.2.1 Нагрузки при посадке

Нормы прочности регламентируют нагрузки в зависимости от расчётного случая.

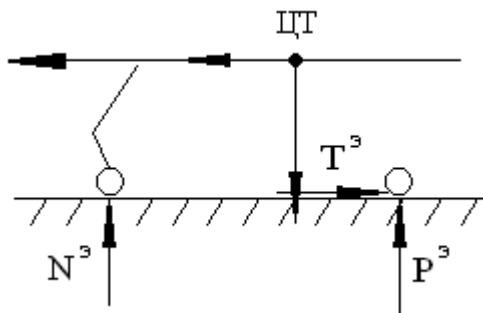


Рисунок 65
Нагрузки на шасси при посадке на три точки

Е случай (посадка на три точки)

$$P_{ш}^3 = 2 \cdot P^3 + N^3 \quad , \quad (67)$$

Коэффициент эксплуатационной перегрузки:

$$n_E^3 = \frac{P_{ш}^3}{G} \quad , \quad (68)$$

$$n_E^3 = \frac{P^3}{P_{ст}} = \frac{N^3}{N_{ст}} \quad , \quad (69)$$

где:

P^3 – эксплуатационная нагрузка на основную опору,

N^3 - эксплуатационная нагрузка на носовую опору

$$P^3 = P_{ст} \cdot n_E^3 \quad , \quad (70)$$

$$N^3 = N_{ст} \cdot n_E^3 \quad , \quad (71)$$

где:

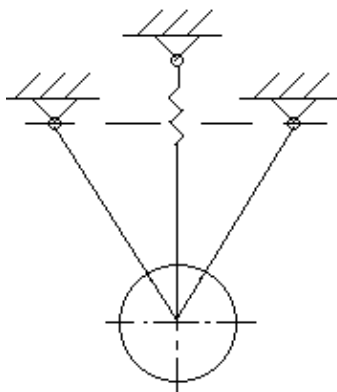
n_E^3 - коэффициент эксплуатационной перегрузки

При передвижении самолёта могут возникать удары, при развороте приводящие к появлению крутящего момента $M_{кр}$. Таким образом на стойку действуют: осевые усилия, изгибающий момент в двух плоскостях и момент кручения.

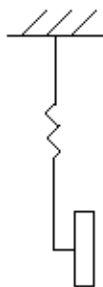
9.3 Классификация шасси

I. По характеру восприятия нагрузок шасси классифицируются:

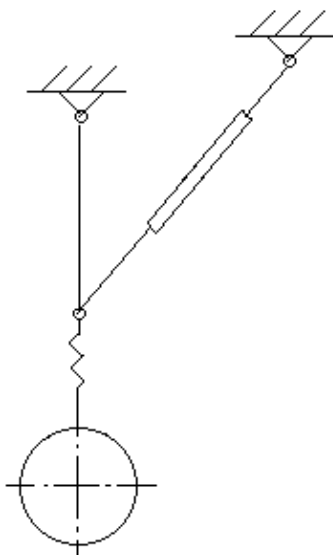
1) Ферменная



2) Балочная консольная



3) Балочная подкосная



4) Ферменно-балочная

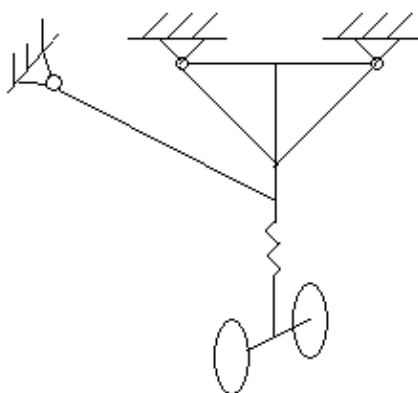


Рисунок 66
Классификация шасси по характеру восприятия нагрузок

II. По расположению амортизатора.

1. Телескопическая стойка (выполняется как одно целое с амортизатором).

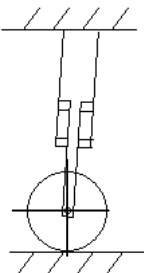


Рисунок 67
Телескопическая стойка

2. Жёсткие стойки с вынесенным амортизатором.

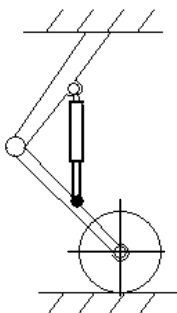


Рисунок 68
Стойка с вынесенным амортизатором

III. По типу крепления колёс к стойке:

- а) крепление оси колеса к штоку цилиндра
- б) крепление оси колеса с помощью рычага
- в) полурычажная подвеска
- д) крепление с помощью тележки

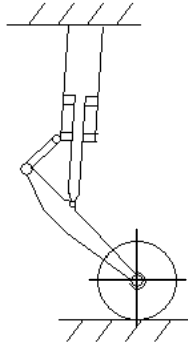


Рисунок 69

Полурывчажная подвеска

IV. По расположению колёс относительно стоек различают:

- а) вильчатое соединение
- б) полувильчатое
- в) соединение консольной осью
- г) соединение спаренных колёс

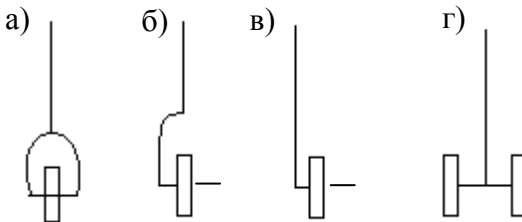


Рисунок 70

Типы соединений колёс

9.4 Уборка шасси

При уборке шасси рассматривают следующие основные схемы:

1. Уборка по размаху крыла.
2. Уборка по хорде крыла.
3. Уборка в гондолы двигателей или фюзеляж.