

# Введение в АРКТ

Лабораторная работа №3

Самолетом называется летательный аппарат тяжелее воздуха с неподвижным крылом, у которого подъемная сила создается крылом в результате относительного движения его в воздухе под действием тяги силовой установки. В установившемся горизонтальном полете самолета подъемная сила равна весу самолета, а тяга, развиваемая двигателями, равна силе лобового сопротивления самолета.

Самолет состоит из следующих основных частей: фюзеляжа, крыла, оперения, шасси, силовой установки, органов управления, оборудования и полезной нагрузки. Кроме того на самолете имеются системы, обеспечивающие его нормальную работу и безопасность полета: топливная, масляная, гидравлическая, высотная, воздушная, противопожарная, противообледенительная, связи и другие системы.

Требования, предъявляемые к самолетам:

1. Высокие летные качества. К ним относятся большая скорость, высота и дальность полета.

2. Хорошие экономические показатели, а именно: малая стоимость производства, низкие эксплуатационные расходы, высокая весовая отдача, большая продолжительность срока службы.

3. Прочность конструкции и безопасность полета. При проектировании самолетов гражданской авиации этому уделяется большое внимание.

4. Удобство и простота обслуживания. Конструкция самолета должна обеспечивать максимальное использование внутренних объемов, удобство размещения оборудования, хороший обзор пилоту из кабины, а также удобный доступ к агрегатам самолета при техническом обслуживании.

## **Конструкция самолета**

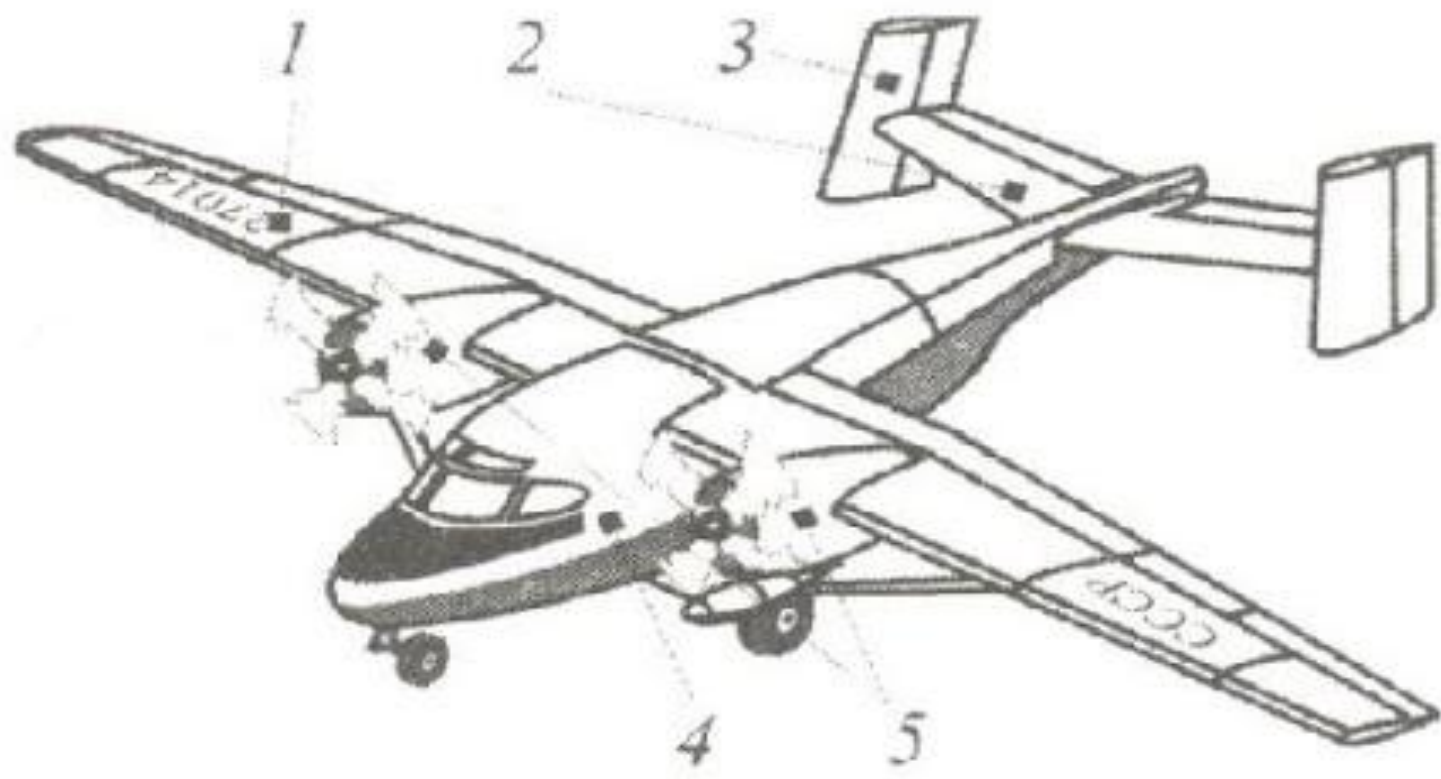
**Несущими частями** самолета (в аэродинамическом аспекте) называются обтекаемые потоком части самолета, создающие подъемную силу и силы, обеспечивающие устойчивость движения и управляемость самолета. Это **крыло 1, горизонтальное оперение 2** и **вертикальное оперение 3** самолета.

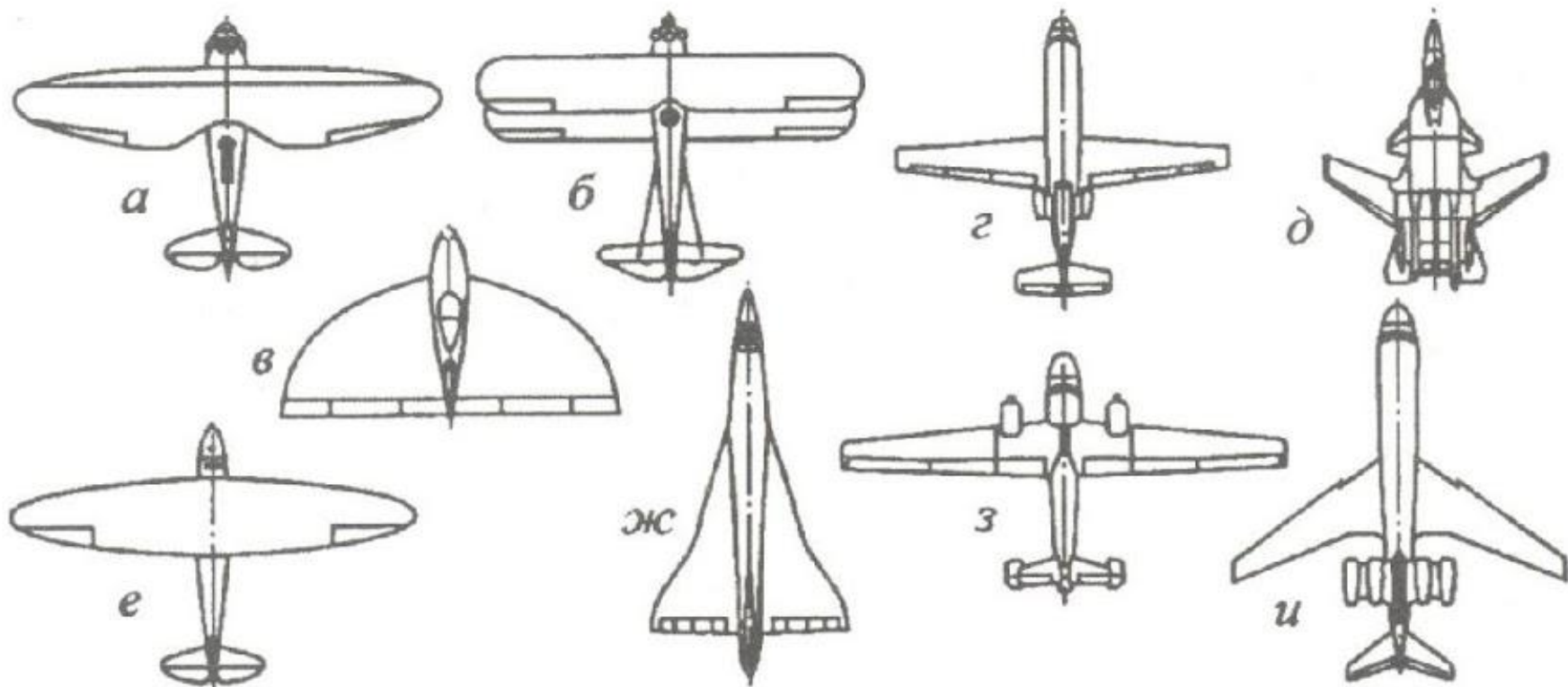
**Ненесущими частями** самолета называются обтекаемые потоком части самолета, доля подъемной силы которых пренебрежимо мала по сравнению с подъемной силой несущих частей. Это **фюзеляж** (корпус) **4** и **гондолы** двигателей **5**.

Форма горизонтального и вертикального оперения самолета описываются теми же параметрами, что и форма крыла.

**Форма крыла в плане** появляется в результате компромисса между требованиями аэродинамики, прочности, технологии и описывается отрезками прямых, кривых (второго и более высоких порядков) или их комбинацией. Формы крыльев самолета показаны на слайде (масштабы разные).

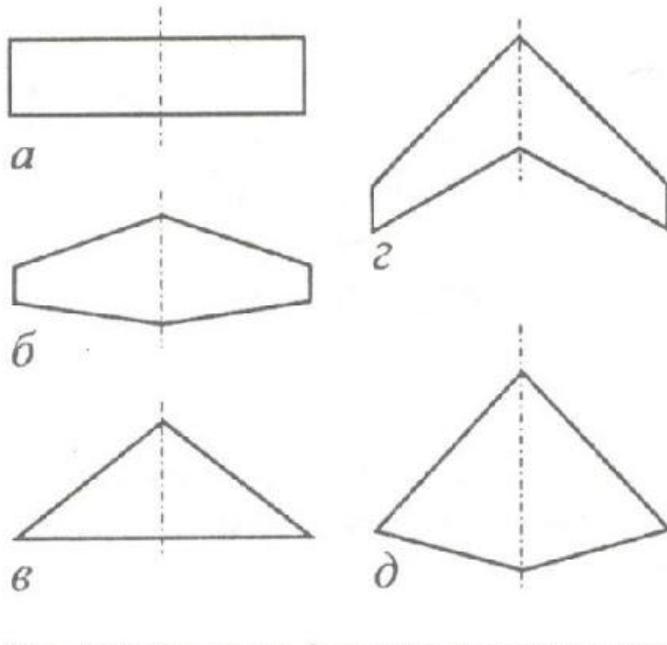
Крыльям, форма в плане которых определяется простейшими кривыми второго порядка, иногда дают название по названию соответствующей кривой: эллиптическое ( эллипсоидное) крыло (**е**); параболическое крыло с прямой в плане задней кромкой (**в**). Крыльям более сложных очертаний иногда дают специальные названия: серповидное ( напоминает очертания серпа), оживальное (готическое) (**ж**).





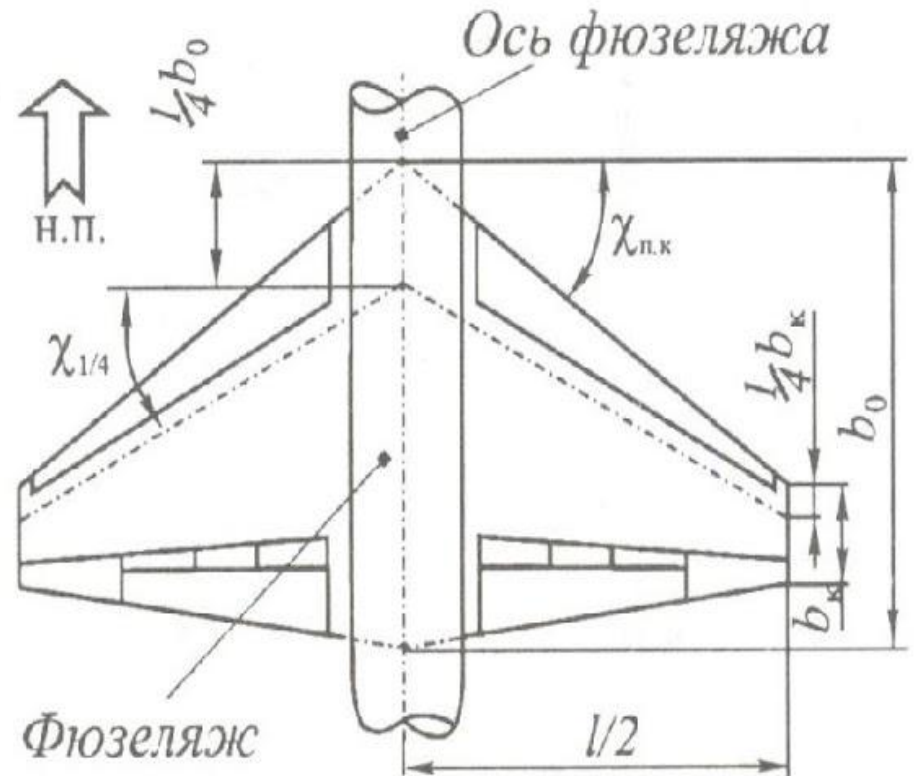
. Различные формы в плане несущих поверхностей самолета:  
**а** – АНТ-5; **б** – По-2; **в** – БИЧ-3; **г** – Як-40; **д** – Су-37 Беркут; **е** – К-2;  
**ж** – Ту-144; **з** – Ан-28; **и** – Ил-62

Для крыльев простых очертаний (слайд слева) основными являются геометрические параметры, представленные на слайде справа.

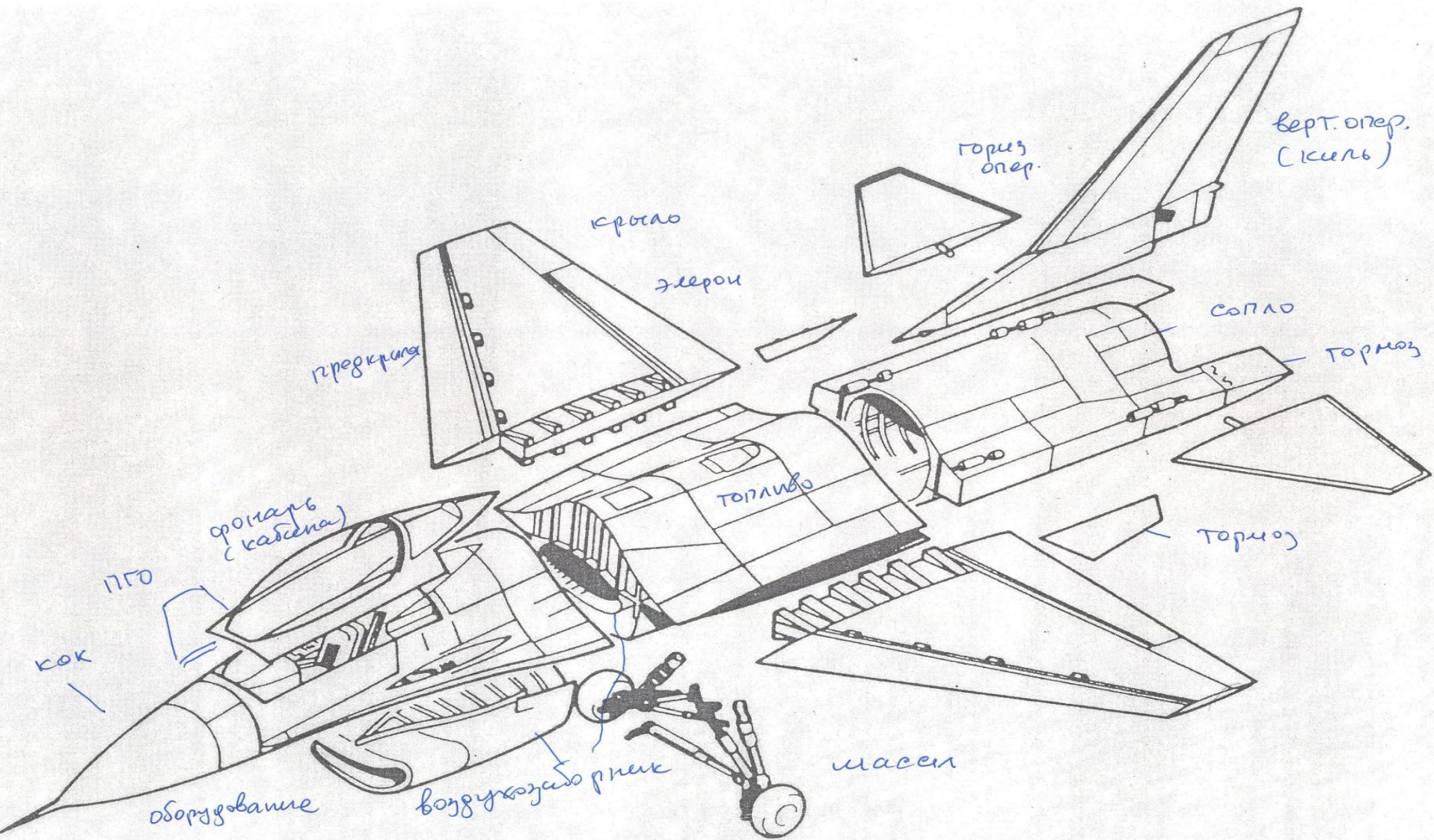


Простые формы крыла в плане:  
**a** – прямоугольник;  
**б** – трапецевидное;  
**в** – треугольное; **г** – стреловидное; **д** – ромбовидное.

Основные геометрические параметры крыла







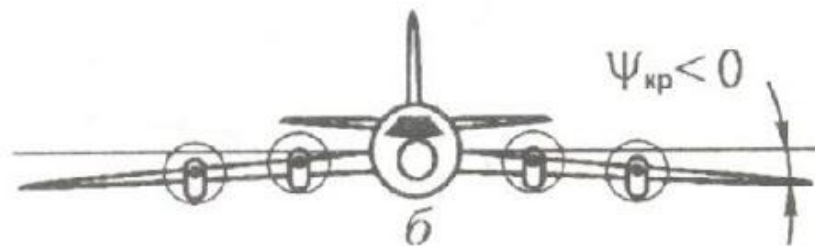
**Хорда** (от греч. *Chorde* – струна) – длина отрезка линии, ограниченного носиком и хвостиком сечения крыла вертикальной плоскостью в направлении полета. Обычно концевая хорда  $b_k$  крыла самолета меньше корневой  $b_0$ .

В практических расчетах по аэродинамике и динамике полета самолета пользуются средней аэродинамической хордой (САХ) крыла  $b_A$ . Для крыльев произвольной формы в плане средняя аэродинамическая хорда определяется по формуле

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b^2 dz$$

где  $S$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>;  $l$  – размах крыла, м;  $b$  – текущая хорда крыла, м.

**Поперечный угол крыла  $\psi_{кр}$** , или так называемый **угол поперечного  $V$**  крыла, характеризует вид крыла спереди (рис.5). Для современных самолетов значения угла  $\psi_{кр}$  лежат в пределах от  $-5^\circ$  до  $+5^\circ$ .





**Сужение крыла  $\eta$**  показывает степень трапецевидности крыла,  $\eta = b_0 / b_1$ . Очевидно, что для прямоугольного крыла  $\eta = 1$ , для треугольного и ромбовидного  $\eta = \infty$ .

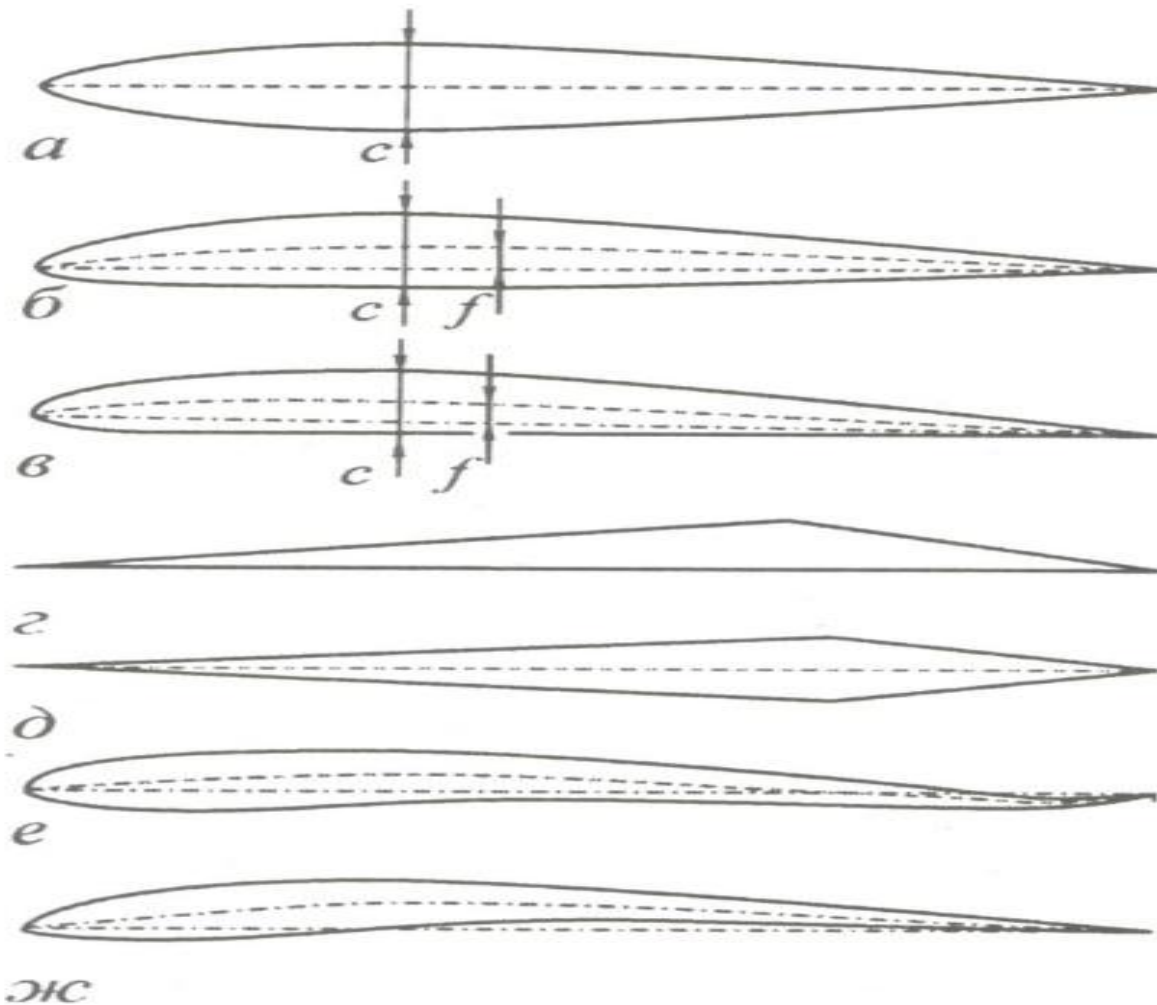
**Удлинение крыла  $\lambda$**  характеризует соотношение размаха крыла и средней хорды и определяется выражением  $\lambda = l^2 / S$ .

Условно различают крылья малого и большого удлинений. **Крыло малого удлинения ( $\lambda = 2 \dots 3$ )** – короткое, с относительно большими хордами, применяется на сверхзвуковых самолетах. **Крыло большого удлинения ( $\lambda = 6 \dots 12$ )** – длинное, с относительно малыми хордами, применяется на дозвуковых пассажирских (транспортных) самолетах.

**Угол стреловидности  $\chi$**  – угол между плоскостью, перпендикулярной к центральной (корневой) хорде, и касательной к линии  $1/4$  хорд ( $\chi_{1/4}$ ), или к передней ( $\chi_{п.к}$ ) или задней ( $\chi_{з.к}$ ) кромкам крыла. У крыльев скоростных дозвуковых пассажирских самолетов угол стреловидности  $\chi_{1/4} = 20 \dots 35^\circ$ , у крыльев самолетов, летающих на сверхзвуковых скоростях  $\chi_{1/4} = 20 \dots 70^\circ$ .

У крыла **прямой стреловидности** (рис.2 и) концевая хорда смещена назад по потоку относительно корневой хорды крыла. У крыла **обратной стреловидности** (рис.2 б) концевая хорда находится впереди по потоку относительно корневой хорды.

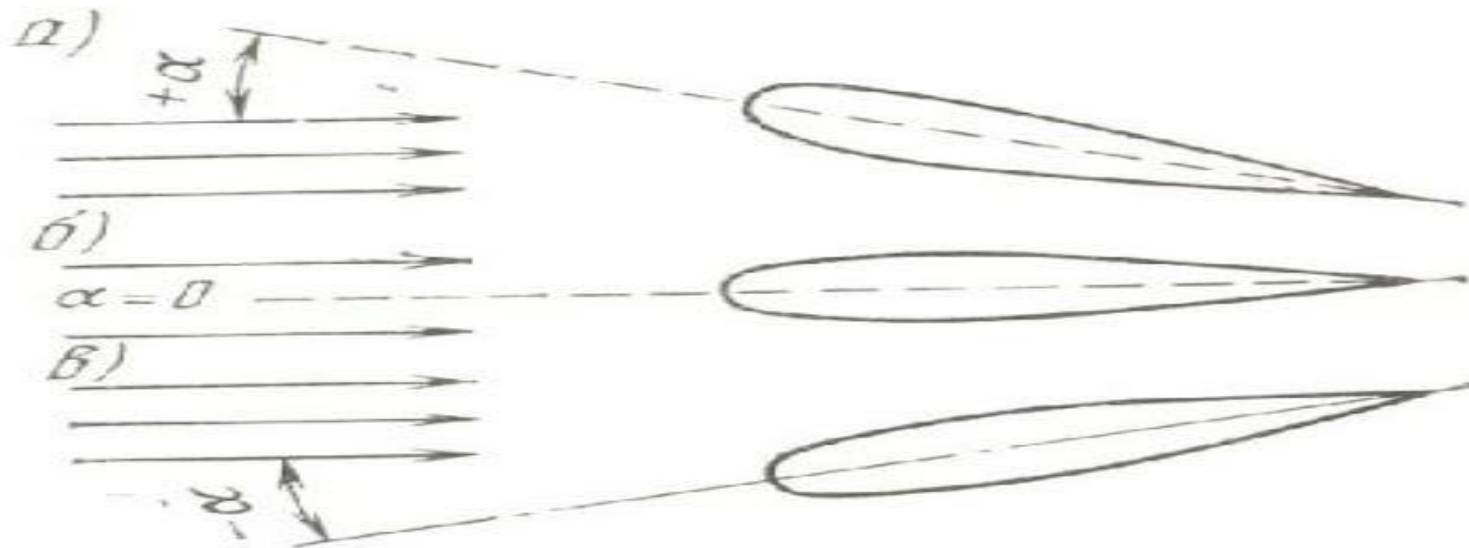
**Профиль** несущей поверхности – это сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета. Выбирая определенную **серию профилей** (симметричный или несимметричный профиль, с плоскими или криволинейными образующими и т.д.) крыла, разработчик обеспечивает получение требуемых аэродинамических характеристик проектируемого



**а** – симметричный двояковыпуклый ;    **б** – несимметричный двояковыпуклый;    **в** – несимметричный двояковыпуклый;  
**г** – клиновидный;    **д** – ромбовидный;    **е** – S-образный;  
**ж** – выпукло-вогнутый.

**Положение крыла в потоке воздуха. Угол атаки и его влияние на аэродинамическое качество крыла.**

Аэродинамическое качество крыла будет зависеть от положения крыла в потоке воздуха, которое определяется углом атаки. *Углом атаки  $\alpha$*  называется угол, образованный хордой крыла и направлением набегающего потока (слайд).



Угол атаки крыла:

- а** – положительный угол атаки
- б** – нулевой угол атаки
- в** – отрицательный угол атаки

Все существующие в настоящее время самолеты можно объединить в группы, различающиеся по следующим конструктивным признакам: а) числу и расположению крыльев; б) типу фюзеляжа; в) типу и расположению оперения; г) типу шасси; д) числу, типу и расположению двигателей.

а) По числу крыльев самолеты разделяются на бипланы и монопланы. Вначале развития авиации были и трипланы.

**Биплан** представляет собой самолет с крыльями, расположенными одно под другим и скрепленное между собой стойками и расчалками. Преимущество такого типа крыльев – повышенная маневренность за счет малого размаха крыльев по сравнению с самолетом-монопланом (при одной и той же площади размаха крыла). Недостатки биплана – большое лобовое сопротивление из-за стоек и расчалок; затрудненность установки двигателей в зоне крыла.

**Моноплан** представляет собой самолет с одним крылом. Моноплан имеет преимущества перед бипланом по лобовому сопротивлению и в настоящее время является господствующей схемой для всех самолетов.

По расположению крыла относительно фюзеляжа самолеты разделяются на низкопланы, высокопланы и среднепланы.

**Низкоплан** – самолет с нижним расположением крыла относительно фюзеляжа. С аэродинамической точки зрения низкоплан благодаря значительной интерференции, т.е. взаимного влияния частей самолета, является менее выгодным. Большинство транспортных самолетов гражданской авиации в настоящее время являются низкопланами.

**Высокоплан** – самолет у которого крыло расположено в верхней части фюзеляжа. К недостаткам такой относятся: утяжеление конструкции шасси и трудности его размещения в убранном положении. Преимуществами высокоплана являются: высокое расположение двигателей от поверхности взлетно-посадочной полосы уменьшает возможность попадания в них посторонних предметов; простота загрузки и разгрузки самолета; уменьшение интерференции. Самолеты с высоко расположенным крылом получили широкое распространение в транспортной авиации для перевозки грузов.

**Среднеплан** – самолет со средним расположением крыла. Он имеет наименьшее сопротивление интерференции в месте сочленения крыла с фюзеляжем, что способствует уменьшению лобового сопротивления самолета.

б) По типу фюзеляжа самолеты разделяются на однофюзеляжные, двухбалочные с гондолой и «летающее крыло». Подавляющее большинство современных самолетов имеет один фюзеляж, в котором размещается экипаж, пассажиры, грузы. К фюзеляжу крепится крыло и хвостовое оперение.

Фюзеляжи, которые не несут хвостового оперения, называются гондолами. У таких самолетов оперение располагается на балках.

В схеме «летающего крыла» гондола помещается внутри крыла.

в) По типу и расположению оперения самолеты разделяются на три основные группы: с нормальным хвостовым оперением, с передним расположением оперения – самолет типа «утка», бесхвостые самолеты типа «летающее крыло».

Схема с хвостовым расположением оперения применяется в подавляющем большинстве современных самолетов независимо от их назначения.

Схема с передним расположением оперения, получившая название «утка», известна давно и эпизодически применяется в практике самолетостроения. Ее достоинство в том, что горизонтальное оперение создает подъемную силу не только во время полета, но и при посадке, позволяя получить относительно небольшую посадочную скорость. Однако плохие антиштопорные характеристики и трудность осуществления нужной путевой устойчивости являются конструктивными недостатками, препятствующими широкому применению этой схемы в практике самолетостроения.

Бесхвостая схема – схема «летающее крыло» заманчива с точки зрения аэродинамических качеств. Однако трудности разрешения вопросов устойчивости явились препятствием для широкого внедрения этой схемы в самолетостроение.

г) По типу шасси самолеты разделяются на три основные группы: сухопутные, гидросамолеты и амфибии. У гидросамолетов лодочной схемы фюзеляж служит для размещения оборудования, экипажа, груза, а также для взлета с водной поверхности и посадки на нее.



Гидросамолеты, снабженные убирающимися сухопутными шасси, могут совершать взлет и посадку как на суше, так и на воде. Они получили название амфибий.

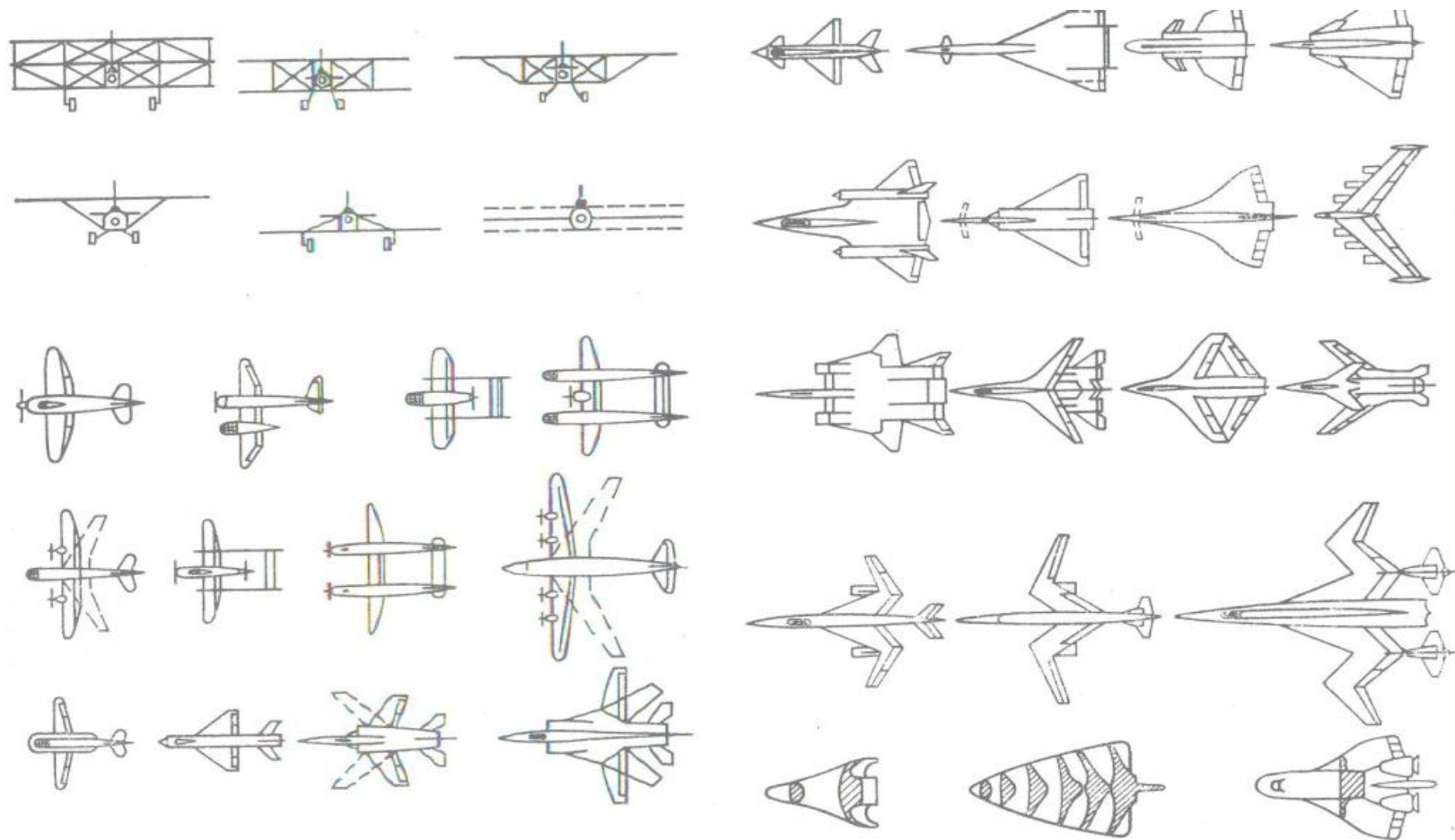
На сухопутных самолетах наибольшее распространение получили колесные шасси по следующим схемам: трехопорное с хвостовой опорой, трехопорное с передней опорой, двухопорные велосипедного типа.

Наибольшее распространение в настоящее время на самолетах получило шасси с передней опорой.

д) По типу двигателей самолеты можно разделить на поршневые, турбовинтовые и турбореактивные. У самолетов с поршневыми двигателями тяга создается с помощью воздушных винтов. К турбовинтовым относятся самолеты, у которых 80...90% тяги создают воздушные винты, а остальные 20...10% получается за счет прямой реакции газов, истекающих из реактивного сопла. У турбореактивных самолетов тяга силовой установки образуется вследствие реакции струи газов, вытекающих из двигателя.

По числу двигателей различают одно-, двух-, трех-, четырехдвигательные самолеты. Постановка двух и более двигателей на самолет диктуется созданием большой энерговооруженности, а, следовательно, безопасностью полета. При остановке одного из двигателей самолет может продолжать полет. Увеличение числа двигателей более четырех не является целесообразным, так как при этом затрудняется синхронизация управления двигателями, а также усложняется обслуживание силовых установок.

Расположение двигателей на самолете зависит от их числа, они могут быть размещены на различных частях самолета. Практически ограничиваются двумя схемами расположения авиадвигателей: на фюзеляже и на крыле. Важно двигатели разместить так, чтобы не нарушались нужные аэродинамические формы крыла и фюзеляжа, а изменение тяги не оказывало бы существенного влияния на балансировку самолета и его устойчивость.



При проектировании нового самолета почти всегда возникает вопрос выбора его общей схемы. Под выбором общей схемы самолета следует понимать нечто большее, чем выбор его аэродинамической схемы, хотя она и является определяющей в реализации принципа действия самолета. Для самолета конкретного назначения выбор общей схемы включает в себя:

- выбор схемы размещения экипажа и целевой нагрузки;
- выбор конфигурации (схемы) аэродинамической несущей системы для основного (крейсерского) режима полета и схемы ее изменения (механизации) для взлетно-посадочных или других режимов полета;
- выбор схемы силовой установки (тип, число двигателей или движителей, размещение их на самолете, размещение топлива и систем);
- выбор схемы взлетно-посадочных устройств (шасси);
- выбор конструктивно-силовой схемы самолета и увязка ее по отдельным агрегатам с учетом технологии производства и эксплуатации;
- выбор состава бортового оборудования, приборов и техники систем управления, необходимого для удовлетворения ТТТ и ТЗ;
- выбор технологической схемы членения самолета и схемы эксплуатационных разъемов.

Окончательный выбор общей схемы производится из ряда конструктивных вариантов на основе оптимизации каждого из них. Критерием выбора наилучшего варианта общей схемы самолета могут быть только комплексные оценки типа критериев **«стоимость – эффективность»** или **«эффективность – стоимость»**, когда одна из сторон такого критерия выступает в виде целевой функции, а вторая – в виде ограничения.

**Важнейшая задача** проектирования самолета – определение его основных параметров: взлетного веса  $G_0$ ; площади крыла  $S$ ; тяги  $P_0$  или мощности  $N_0$  силовой установки, потребной для получения заданных летных характеристик. Эти параметры служат исходными величинами для разработки всего проекта самолета, и правильный выбор их обуславливает оптимальные технические показатели и летные данные самолета.

В большинстве случаев, особенно в начальной стадии проектировании, удобнее пользоваться относительными основными параметрами:

- удельной нагрузкой на площадь крыла  $p_0 = G_0 / S$ ;
- тяговооруженностью  $P = P_0 / G_0$ .

Эти параметры изменяются в течение полета из-за изменения массы, поэтому при проектировании в первую очередь определяют их в стартовых условиях.

Основные геометрические параметры самолета – это длина фюзеляжа, размах крыльев, диаметр фюзеляжа.

Фюзеляж является корпусом самолета, к которому прикрепляются крылья и оперение и в котором размещается экипаж, пассажиры и различные грузы.

Крыло предназначено для получения необходимой подъемной силы. В крыле обычно размещают баки для горючего, часть оборудования, системы управления и т.п.

Оперение обеспечивает самолету устойчивость и управляемость по высоте и направлению. Оперение состоит чаще всего из горизонтального и вертикального стабилизаторов (киля), рулей высоты и направления. Стабилизаторы установлены неподвижно относительно фюзеляжа, а угол

Система управления обеспечивает полет самолета по заданной траектории. В систему управления входят: ручки (штурвалы) и педали управления, которые перемещает летчик; различные устройства, передающие усилия на рули высоты и рули направления; средства механизации крыла – элероны, закрылки; система стабилизации самолета и другие узлы. К системам управления иногда относят различные устройства для полуавтоматического и автоматического управления полетом (усилители, автопилот и т.п.).

Шасси является взлетно-посадочным приспособлением самолета и состоит из основного шасси и вспомогательного носового или хвостового колеса. Шасси снабжаются амортизаторами и тормозами. Во время полета шасси обычно убираются в фюзеляж или центральную часть крыльев.

Силовая или двигательная установка самолета создает тягу, необходимую для перемещения самолета в воздухе. К силовой установке самолета относят двигатель, моторную раму для крепления двигателя, систему питания топливом и другие устройства, необходимые для работы двигателя.

Многочисленное и разнообразное оборудование предназначено для определения положения самолета в пространстве (навигационно-пилотажное оборудование), определения положения других тел относительно самолета (радиолокационное оборудование) и для поддержания радиосвязи с другими объектами и в воздухе (радиооборудование). Иногда к оборудованию относят электросистемы необходимые для обеспечения электроэнергией различных узлов самолета и двигателя. Оборудованием считается и сиденья, кислородные приборы, противопожарное и противообледенительные устройства и другие многочисленные и разнообразные агрегаты.

Полезная нагрузка, для которой и создается самолет, может иметь самый разный характер: пассажиры, почта, промышленные и сельскохозяйственные грузы и.т.п.

Естественно, что любую деталь самолета желательно сделать легче, чтобы доля полезной нагрузки или, как обычно говорят, массовая отдача, была большей. Поэтому все развитие авиации шло по пути облегчения конструкции самолета и применения материалов с высокими удельными прочностными характеристиками. Все основные успехи авиации достигнуты за счет применения алюминиевых сплавов. Алюминиевые сплавы работоспособны до скоростей полета, соответствующих числу Маха  $M_n=2,0$ . В настоящее время стоит задача дальнейшего снижения массы самолета за счет применения композитных материалов.



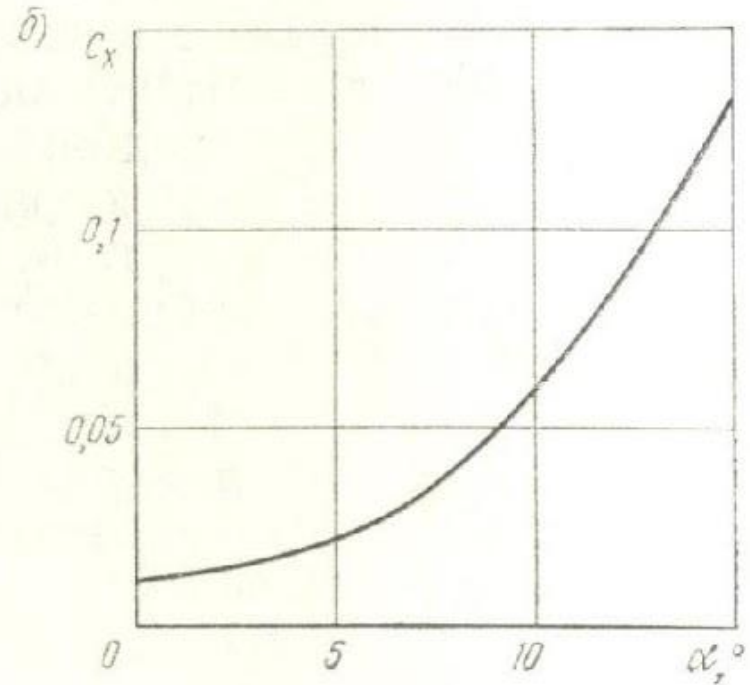
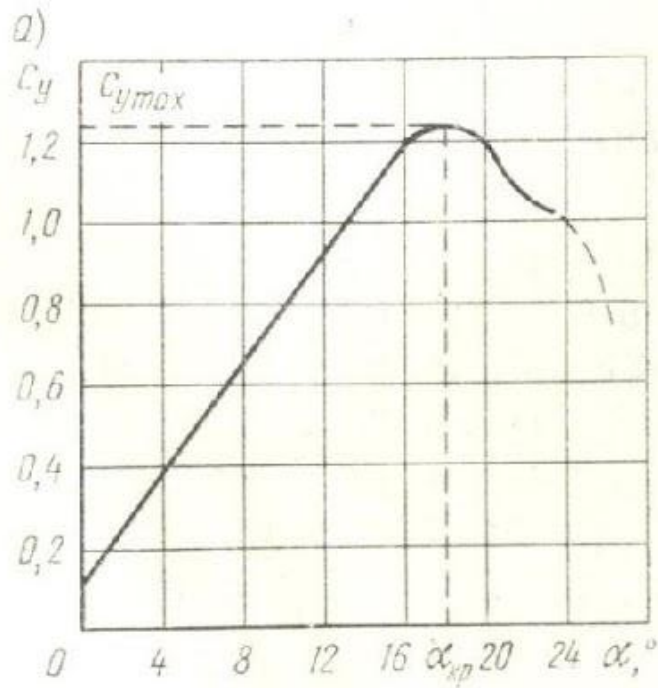
**Крыло**. Крыло является одной из главных частей самолета. При своем поступательном движении в воздухе крыло создает подъемную силу, необходимую для полета самолета, а также обеспечивает его поперечную устойчивость и управляемость.

Крыло может быть использовано для размещения силовой установки, топливных баков, шасси, оборудования. От того, насколько хорошо спроектировано крыло как в аэродинамическом отношении (с точки зрения размеров, формы и взаимного расположения его относительно других частей самолета), так и в отношении его массы, будут зависеть летные данные самолета.

Наиболее важными для всех крыльев являются:

- крыло должно обладать минимальным лобовым сопротивлением на режиме максимальной скорости, максимальной подъемной силой при посадке самолета, а также максимальным аэродинамическим качеством во время полета;
- прочность конструкции крыла должна соответствовать требованиям действующих норм прочности; крыло должно обладать при минимальном весе достаточной прочностью и жесткостью на изгиб и кручение, чтобы обеспечить полную безопасность полета;
- крыло должно быть дешевым в производстве и ремонте, простым в изготовлении и удобным в эксплуатации;
- крыло должно обеспечивать поперечную устойчивость и управляемость на всех режимах и скоростях полета;
- при использовании имеющихся средств механизации крыла оно должно

График зависимости коэффициента  $C_y$  от угла атаки показан на слайде, а. Как видно из графика, при увеличении угла атаки коэффициент  $C_y$ , а следовательно, и подъемная сила крыла  $Y$  растут, но до определенного значения угла атаки, после чего  $C_y$  резко падает. Угол атаки, при котором значение  $C_y$  достигает максимального значения, называется критическим углом атаки  $\alpha_{кр}$ .



Угол атаки может быть как положительным, так и отрицательным. Угол атаки считается положительным, когда поток воздуха набегаает на нижнюю поверхность крыла, и отрицательным, когда поток воздуха набегаает на верхнюю поверхность крыла. При нулевом угле атаки направление набегающего воздуха совпадает с направлением хорды крыла.

Не следует путать угол атаки с углом установки крыла на самолете. Углом установки крыла  $\varphi$  называется угол между хордой крыла и осью фюзеляжа самолета (слайд ниже). Поскольку крыло крепится к фюзеляжу самолета жестко, угол установки крыла остается постоянным. Он обыкновенно составляет  $0...3^\circ$  и выбирается с учетом требований аэродинамики самолета. Угол же атаки может быть в полете изменен летчиком в широких пределах при помощи руля высоты.

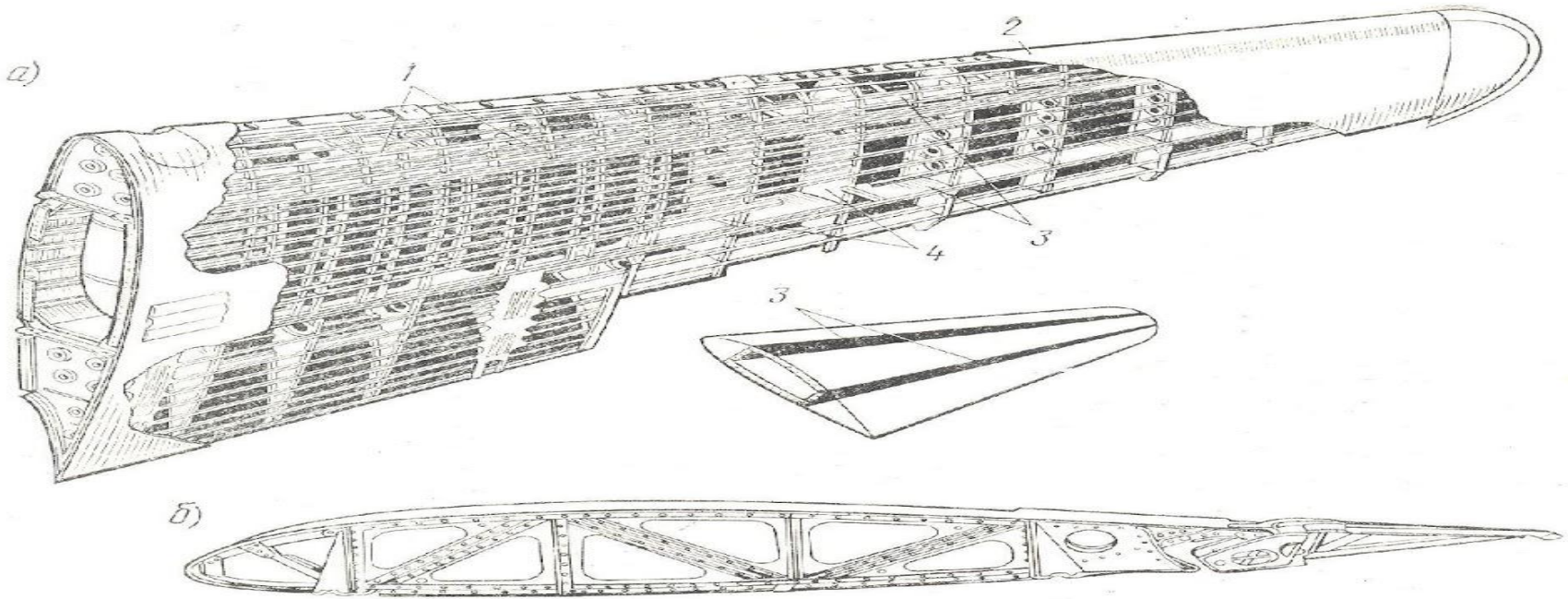


Резкое падение коэффициента подъемной силы  $C_y$ , а следовательно, и самой подъемной силы после достижения критического угла атаки, объясняется резким нарушением плавности обтекания крыла потоком воздуха. На верхней поверхности крыла образуется сильное вихреобразование со срывом струй



Критический угол атаки для современных гражданских самолетов составляет  $16...18^\circ$ . На критическом угле атаки и углах, близких к нему, устойчивость и управляемость самолета резко ухудшаются, а на закритических углах самолет становится совсем неустойчивым и неуправляемым. Поэтому полеты на этих углах атаки не должны производиться. С изменением угла атаки изменяется также и коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ . С ростом угла атаки  $C_x$  увеличивается, причем кривая изменения  $C_x$  по  $\alpha$  близка к параболе.

**Конструкция крыла.** Крыло состоит из силового каркаса и обшивки. Каркас крыла представляет собой совокупность продольного и поперечного силовых наборов (слайд ниже).



*Продольный силовой набор* состоит из лонжеронов и стрингеров. *Лонжерон* – балка или ферма, расположенная по всей длине крыла – предназначенная для работы на изгиб.

Балочный лонжерон состоит из двух поясов (верхнего и нижнего), связанных между собой стенками с подкрепляющими стойками. Пояса лонжеронов изготовляют из стали, титановых или алюминиевых сплавов, стенки – из листовых материалов. *Стрингер* – продольный стержень – воспринимает осевые нагрузки и подкрепляет обшивку.

*Поперечный силовой набор* состоит из комплекта нервюр, расположенных поперек крыла. Нервюра – поперечный элемент крыла, предназначенный для придания крылу формы и жесткости в поперечном сечении. Нервюры являются также опорами для стрингеров, увеличивая их устойчивость.

*Обшивка* крыла является наружной оболочкой каркаса и служит для придания крылу обтекаемой формы, а также для передачи аэродинамических нагрузок каркасу крыла. В моноблочных крыльях обшивка совместно с продольным набором участвует в сопротивлении деформации изгиба. Обшивка может быть мягкая (полотняная) или жесткая (металлическая). Мягкая обшивка ставится на крыльях самолетов, имеющих скорость не выше 300 км/ч, с удельной нагрузкой на крыле до 1000 Н/м<sup>2</sup>. На скоростных самолетах обшивка крыла жесткая, изготавливается из листов гладкого дюралюминия или титана. Такая обшивка участвует в работе крыла, воспринимая изгибающий момент и кручение.

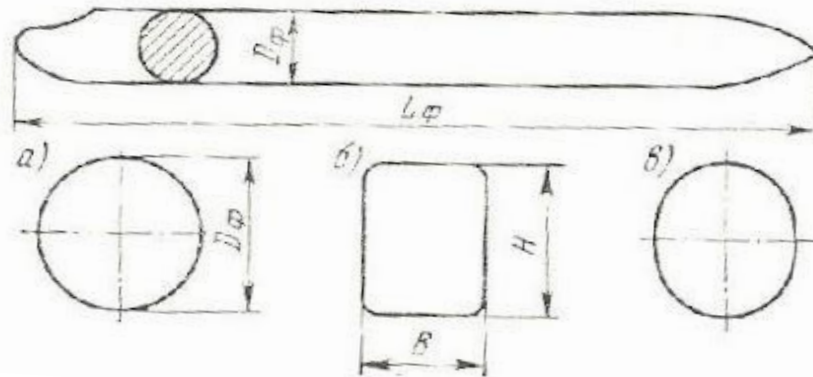
**Механизация крыла.** Механизация крыла представляет собой комплекс устройств, с помощью которых может быть увеличена подъемная сила и сила лобового сопротивления, что дает возможность расширить диапазон скоростей самолета при взлете и посадке. К таким устройствам относятся: предкрылки, посадочные щитки, закрылки, выдвижные закрылки, воздушные тормоза (интерцепторы). Применение механизации крыла диктуется необходимостью получить малую скорость на посадке, а этого можно достичь увеличением подъемной силы.



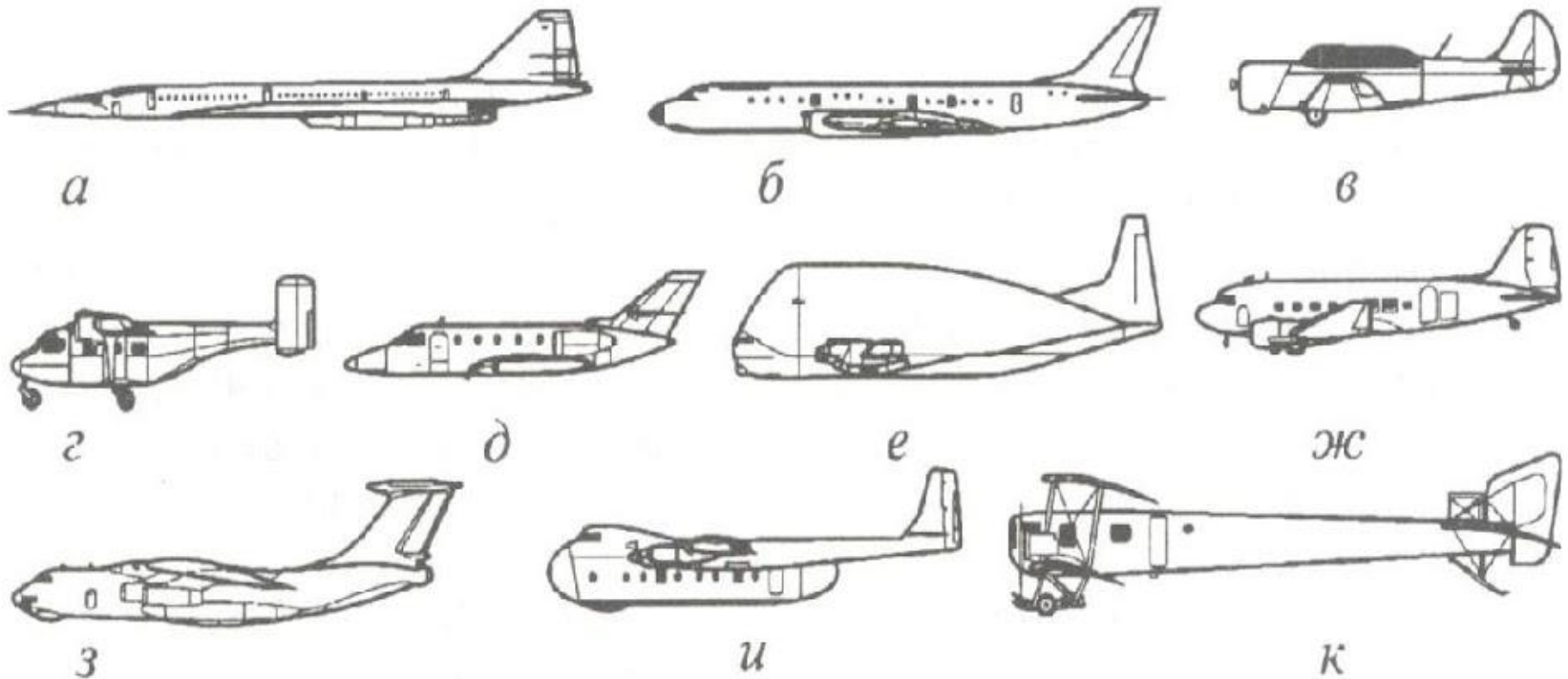
**Фюзеляж.** Фюзеляжем называется корпус самолета, к которому крепятся крылья, оперение, шасси, иногда силовая установка. Он служит для размещения в нем экипажа, пассажиров, различного оборудования и грузов. С силовой точки зрения фюзеляж представляет собой базу, на которой замыкаются силы, приходящие от крыла, оперения, шасси и силовых установок.

С аэродинамической точки зрения фюзеляж является частью самолета, которая создает наибольшее лобовое сопротивление. Поэтому требования, предъявляемые к фюзеляжам современных самолетов, сводятся к прочности и жесткости конструкции при минимальной массе, минимальном аэродинамическом сопротивлении, возможности удобного размещения экипажа, пассажиров, оборудования и грузов, удобству эксплуатации и ремонта, герметичности кабин у высотных самолетов, небольшой стоимости производства.

Геометрическими характеристиками фюзеляжа служат размеры, форма поперечного сечения, вид сбоку и удлинение. Основными размерами фюзеляжа являются: длина фюзеляжа  $L_{\text{ф}}$ , диаметр фюзеляжа  $D_{\text{ф}}$ , или высота  $H$  и ширина  $B$  наибольшего поперечного сечения.



Для фюзеляжа как части самолета, не создающей в традиционной компоновке подъемной силы, оптимальной с точки зрения аэродинамики будет форма удобообтекаемого тела минимального лобового сопротивления. На слайде показаны применяемые формы фюзеляжей самолетов. Видно, что они сильно отличаются от аэродинамически целесообразных.



**а** – Ту-144; **б** – Ту-104; **в** – Як-18; **г** – Ан-14; **д** – SN-600 (Франция);  
**е** – Mini Guppy (США); **ж** – DC-3 (США); **з** – Ил-76;  
**и** – Argosy (Англия); **к** – «Илья Муромец»

**Формы поперечного сечения.** У фюзеляжей они могут быть трех видов: круглые, прямоугольные и овальные. Каждый вид сечения фюзеляжа имеет свои положительные стороны и недостатки.

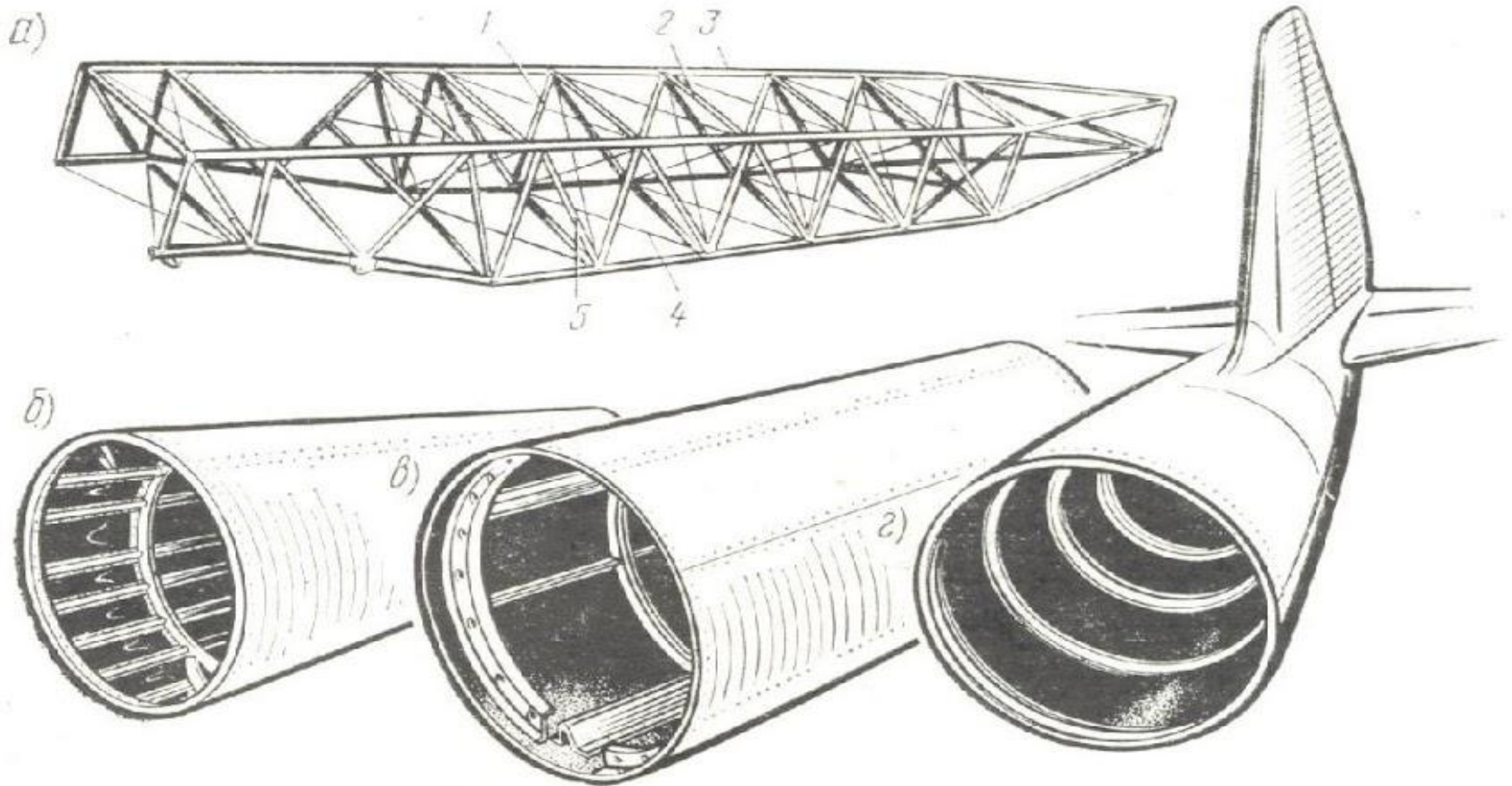
*Круглое сечение* фюзеляжа просто по своему очертанию, имеет максимальный объем при минимальной поверхности, минимальное значение интерференции при среднем сопряжении крыла и оперения с фюзеляжем. При круглом сечении достигается большая прочность и жесткость конструкции при небольшой массе. Поэтому герметичные фюзеляжи высотных самолетов имеют, как правило, круглое сечение. Однако ряд недостатков ограничивает возможности его использования. При низком расположении крыла создается большая интерференция, поэтому для ослабления ее делают большие плавные переходы (зализы) от фюзеляжа к крылу. Кроме того внутренние объемы фюзеляжа круглого сечения не могут быть рационально использованы для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования.

*Прямоугольное сечение* фюзеляжа имеет большой коэффициент лобового сопротивления; оно затрудняет получение достаточной прочности и жесткости без значительного увеличения массы конструкции. Прямоугольный контур работает на кручение хуже круглого. Однако в фюзеляжах с прямоугольным сечением можно более рационально разместить грузы. Такие фюзеляжи дают небольшую интерференцию с крылом и просты в изготовлении.

*Овальное сечение* фюзеляжа сочетает в себе все достоинства круглого и прямоугольного сечений и применяется в основном в военной авиации.

**Конструктивно-силовые схемы.** По конструктивно-силовым схемам фюзеляжи подразделяются на ферменные, балочные и смешанные.

*Ферменная схема* представляет собой пространственную ферму, образованную лонжеронами, расположенными по всей длине или части длины фюзеляжа, стойками и раскосами в вертикальной плоскости, распорками и раскосами в горизонтальной плоскости и расчалками (диагоналями).

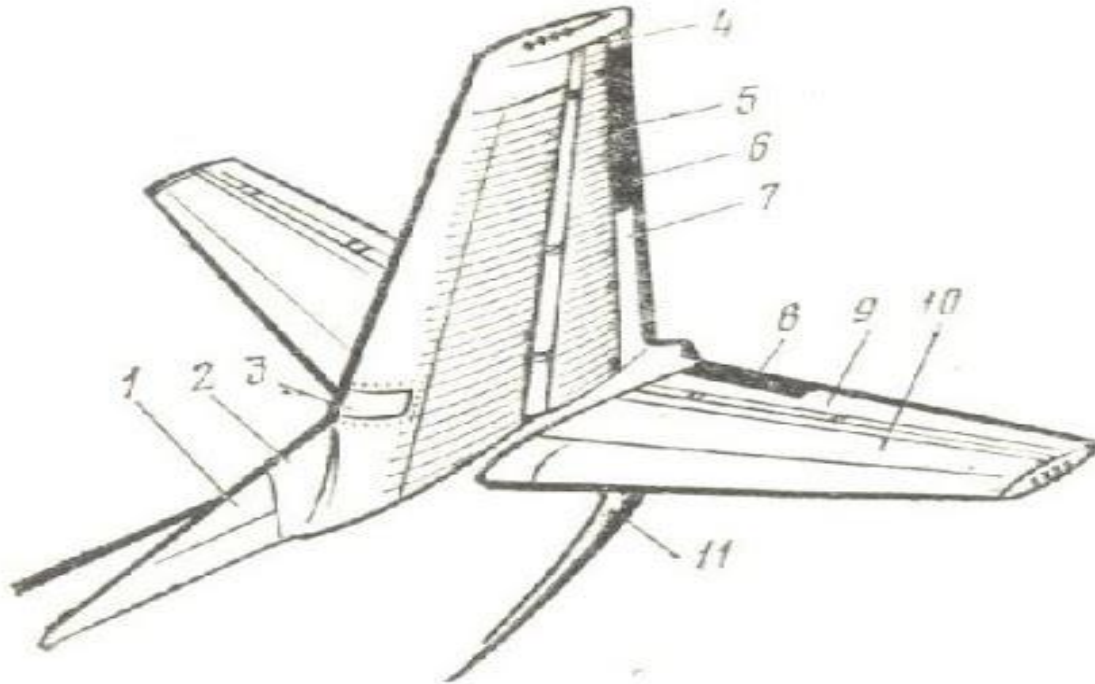


Ферменные фюзеляжи применяются обычно на легких самолетах и изготавливаются преимущественно из стальных труб.

*Балочные фюзеляжи* с работающей обшивкой делятся на три вида: а) стрингерный, который имеет продольный набор из стрингеров, а поперечный набор из шпангоутов и работающей обшивки; б) лонжеронный, представляющий собой продольный набор из мощных лонжеронов и слабых стрингеров, а поперечный набор из шпангоутов и частично работающей (на кручение) обшивки; в) типа монокок, который имеет поперечный набор из шпангоутов и толстую работающую обшивку.

Конструкция фюзеляжей типа монокок по сравнению с ферменной имеет лучшие аэродинамические формы, качество поверхности и достаточную жесткость при меньшей массе. Однако трудности создания технологически простого, прочного и жесткого, удобного и надежного в эксплуатации фюзеляжа по схеме монокок заставила искать решения задачи создания совершенной конструкции методами усложнения простой монококовой конструкции, т.е. перехода к полумонококам. Наиболее распространены в настоящее время схемы фюзеляжей типа полумонокок.

**Оперение.** К оперению самолета относится: горизонтальное оперение, состоящее из стабилизатора и руля высоты; вертикальное оперение, состоящее из неподвижного киля и руля направления.



Сходство внешних форм оперения и крыла, а также их нагружения приводят к тому, что силовые схемы и назначение элементов оперения и крыла являются сходными. Поэтому и конструкция элементов оперения похожа на конструкцию элементов крыла и при классификации конструктивных схем оперения и его элементов можно пользоваться классификацией и терминами для крыла и его элементов.

**Стабилизатор. Киль.** Конструкция основных частей оперения – стабилизатора и киля – обычно одинакова. На крупных самолетах стабилизаторы бывают, как правило, разъемными. Киль может быть изготовлен как одно целое с фюзеляжем или в виде отдельной части. Обшивка киля и стабилизатора обычно жесткая. Наиболее распространенной конструкцией стабилизатора и киля является лонжеронная с одним или двумя лонжеронами. У тяжелых самолетов широкое распространение получили моноблочные конструкции. Стабилизатор и киль крепятся у фюзеляжу при помощи узлов на лонжеронах и шпангоутах, а при моноблочной конструкции – по всему контуру стыка большим числом болтов и стыковыми угольниками.

**Рули высоты и направления.** Рули представляют собой балки с опорами в узлах подвески. Они испытывают нагрузки аэродинамических сил и делаются, как правило, однолонжеронными с набором стрингеров и нервюр.

Подвеска руля или элерона осуществляется при помощи сферических подшипников, которые устанавливаются в нескольких местах по длине. Число шарниров определяется длиной руля и элеронов. При большой длине рули и элероны рекомендуется делать разрезными из двух частей.

**Система управления самолетом.** Под термином управление самолетом понимается управление его основными рулевыми поверхностями. Основное управление подразделяется на ручное и ножное. Ручное служит для управления рулем высоты и элеронами, ножное – для управления рулем направления.

Управление рулем высоты и элеронами конструктивно связано между собой – оно осуществляется одним рычагом, имеющим две степени свободы. Этот рычаг, называемый в зависимости от своего конструктивного оформления ручкой или штурвальной колонкой, приводится в действие руками. Управление рулем направления осуществляется от другого рычага, имеющего одну степень свободы. Он носит название педалей и управляется ногами. При управлении сохранен принцип естественности движения ручки и педалей, состоящий в том, что «самолет идет за ручкой»: ручка руля высоты отклоняют от себя вниз – самолет опускает нос; ручку тянут на себя – самолет поднимает нос; ручку отклоняют влево – самолет накреняется влево; ручку отклоняют вправо – самолет накреняется вправо и т.д.

Основное управление самолетом выполняется в виде механической передачи, связывающей рулевые поверхности самолета с органами управления в кабине. Механическая передача наиболее проста по устройству и безотказна в работе, проводка управления в ней бывает тросовой и жесткой.



**Шасси самолета.** Шасси самолета представляет собой в большинстве случаев три опоры, из которых две главные расположены в средней части самолета и одна либо в хвостовой части, либо в носовой части как у современных самолетов. Опора шасси включает в себя амортизационную стойку, колеса и подкосы. Шасси могут быть убирающимися и неубирающимися. На всех современных самолетах применяются убирающиеся шасси. Шасси можно убирать в крыло, гондолы двигателей и фюзеляж. Отсеки фюзеляжа, гондол двигателей и крыла, в которые убираются шасси, закрываются створками.

Для контроля положения опор шасси в полете, движения их при уборке и выпуске служит система световой сигнализации: красная лампочка сигнализирует, что шасси находится в убранном положении, а зеленая – в выпущенном.

По силовым схемам шасси можно разделить на ферменные, балочные и ферменно-балочные.

## Аэродинамическое качество самолета и способы его повышения.

Для того, чтобы правильно определить летные характеристики самолета, необходимо знать подъемную силу и лобовое сопротивление самолета в целом.

Чем будет отличаться подъемная сила крыла от подъемной силы всего самолета? При обтекании потоком воздуха всех частей самолета будут возникать подъемные силы. Кроме крыла самолета, подъемные силы будут создаваться фюзеляжем самолета, его горизонтальным оперением и другими более мелкими деталями. Однако величины этих подъемных сил по сравнению с величиной подъемной силы, создаваемой крылом самолета при нормальной его аэродинамической компоновки, незначительны. Таким образом считают, что

$$Y_{сам} = Y_{крыла}$$

Итак, крыло несет весь самолет, а остальные части самолета дают лишь лобовое сопротивление. Сила лобового сопротивления самолета является суммой сил лобового сопротивления всех частей самолета:

$$X_{сам} = X_{крыла} + X_{ф} + X_{г.о.} + X_{в.о.} + X_{шасси} + \dots$$

Так как все части самолета, кроме крыла, не создают подъемной силы, то сумму лобовых сопротивлений несущих частей самолета называют вредным сопротивлением и обозначают  $X_{сам.} = X_{крыла} + X_{вред.}$

Аэродинамическое качество самолета по аналогии с аэродинамическим качеством крыла определяют как

$$K_{сам} = \frac{Y_{сам}}{X_{сам}} = \frac{C_{y сам}}{C_{x сам}}$$

Поскольку  $Y_{сам} = Y_{крыла}$ , а  $X_{сам} = X_{крыла} + X_{вред}$ , то

$$K_{сам} = \frac{Y_{крыла}}{X_{вред} + X_{крыла}} = \frac{C_{у крыла}}{C_{х крыла} + C_{х вред}}.$$

Таким образом, сравнивая аэродинамическое качество всего самолета с аэродинамическим качеством его крыла видно, что оно будет иметь меньшее значение, так как знаменатель в формуле для качества самолета больше на величину  $C_{х вред}$ .

Если у крыльев максимальное качество достигает значения 20...24, то максимальное качество для современных пассажирских самолетов составляет 16...18. Для того, чтобы увеличить аэродинамическое качество самолета, необходимо уменьшить значения  $C_{х}$  и  $C_{х вред}$ . Значение  $C_{х}$  можно уменьшить, применяя аэродинамически выгодную форму крыла, а также повышая качество отделки. Уменьшение  $C_{х вред}$  достигается путем уменьшения несущих частей самолета, а также установкой зализов. Перспективным является также переход на другие аэродинамические компоновки самолета, например, так называемую интегральную компоновку.