

Троицкий Авиационный Технический Колледж  
– филиал Московского Государственного  
Технического Университета ГА



**Учебное пособие по дисциплине**

**«АЭРОДИНАМИКА»**

Троицк, 2017г.

## ***Раздел 1. Основы аэродинамики.***

### ***Тема 1.1. Основные понятия и законы аэродинамики.***

#### **Занятие № 1.**

##### **1. Основные параметры воздуха.**

Воздух представляет собой смесь газов, из которых состоит атмосфера Земли (азот, кислород, углекислый газ, инертные газы и другие) водяного пара, взвешенных частиц различных веществ.

К основным параметрам воздуха, характеризующим его состояние, относятся температура, давление, плотность.

Температура - степень нагретости воздуха. Она характеризует скорость хаотического (теплого) движения молекул. Чем выше температура, тем быстрее движутся молекулы и наоборот. Для измерения температуры приняты международная практическая температурная шкала МПТШ-1968 (Цельсия) и термодинамическая температурная шкала (абсолютных температур Кельвина). По первой шкале за  $0^{\circ}$  принята температура таяния льда, за  $100^{\circ}$  - температура кипения воды. Единица измерения температуры – градус ( $1^{\circ}\text{C}$ ). Измеренная по этой шкале температура обозначается через  $t^{\circ}$ . По второй шкале за  $0^{\circ}$  принята температура вакуума, при которой прекращается тепловое движение молекул. Единицей измерения является кельвин (К)  $1\text{K} = 1^{\circ}\text{C}$ . Измеренная по термодинамической шкале температура называется абсолютной и обозначается через  $T$ . Соотношение между ними выражается как:

$$T = t^{\circ} + 273.$$

Давление (статическое) - сила, действующая на единицу площади

перпендикулярно к поверхности. Давление, вызываемое массой вышележащих слоев и ударами движущихся молекул воздуха, называется атмосферным. Атмосферное давление измеряется барометром.

$$P = F/S ,$$

где  $F$  - сила, Н;

$S$  - площадь,  $m^2$ .

Давление, вызываемое силой 1 кгс, равномерно распределенной по нормальной к ней поверхности площадью 1  $cm^2$  называется технической атмосферой.

$$735\text{мм.рт.ст} = 1\text{кгс}/\text{см}^2 = 10000\text{кгс}/\text{м}^2 = 98000\text{Па} = 980\text{ГПа} .$$

Плотность — величина, определяемая массой воздуха, заключенного в единице объема.

$$\rho = m/V ,$$

где  $\rho$  - плотность,  $кг/м^3$ ;

$m$  - масса воздуха,  $кг$ ;

$V$  - объем,  $м^3$ .

Удельным весом называется вес воздуха в единице объема:

$$\gamma = G/V ,$$

где  $\gamma$  - удельный вес,  $кг/м^3$ ;

$G$  - вес воздуха,  $кг$ ;

$V$  - объем воздуха,  $м^3$ .

Пользоваться понятием плотности удобнее, чем удельным весом, т.к. последний зависит от географической широты и высоты над уровнем моря.

Соотношение между параметрами воздуха подчинены закону Клапейрона (состояния газа):

$$PV = RT ,$$

где  $P$  - давление воздуха,  $Па$ ;

$V$  - удельный объём,  $м^3/кг$ ;

$T$  - термодинамическая температура.  $К$ ;

$R$  - газовая постоянная воздуха, Дж/кг·К.

Т.к. удельный вес  $V$  является величиной, обратной массовой плотности:  $1/\rho = V$ , то после подстановки этого выражения уравнение Клапейрона приобретает вид:  $P/\rho = RT$  или

$$\rho = P/(RT).$$

С точки зрения аэродинамики наиболее важным параметром воздуха является плотность, т.к. она суммирует влияние давления и температуры и в конечном счёте определяет величину аэродинамических сил.

## 2. Физические свойства воздуха.

Как показывают исследования, в основном силы, возникающие при перемещении тел в воздухе, зависят от его инертности, вязкости и сжимаемости.

Инертность – это свойство воздуха сопротивляться воздействию внешних сил. Мерой инертности тела является его масса. Об инертности воздуха можно судить по массе единицы объема, то есть по массовой плотности. Чем больше плотность воздуха, тем больше инертность единицы объема, тем большую силу нужно к нему приложить, чтобы вывести его из состояния покоя или равномерного движения. Очевидно, чем больше сила, действующая на воздух, тем больше и сила, действующая со стороны воздуха на тело.

Вязкость - это свойство жидкости и газов оказывать сопротивления относительному смещению их слоев. Причиной вязкости являются силы внутреннего трения. Природа вязкости жидкостей и газов различна. Вязкость жидкостей вызвана силами сцепления (механическими связями) молекул, а вязкость газов обусловлена обменом молекулами (диффузией) между соседними слоями. Температура по-разному влияет на вязкость жидкостей и газов. Вязкость жидкостей при повышении температуры понижается, так как

уменьшаются силы сцепления молекул, а вязкость газов, в том числе и воздуха с увеличением температуры увеличивается, так как появляется кинетическая энергия молекул, и они глубже проникают из одного слоя в другой.

Сжимаемость — это свойство газов изменять свою плотность при изменении давления и температуры. Это свойство воздуха оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики самолета и его летные данные. Способность воздуха сжиматься (уменьшать свой объем) объясняется большим расстоянием между молекулами. Сжимаемостью обладают все вещества, но одни из них сжимаются легко, другие практически не сжимаются. В отличие от воздуха и других газов капельные жидкости практически не сжимаются, т. к. молекулы их уже сжаты громадными силами поверхностного натяжения. Количественно сжимаемость характеризуется отношением приращения плотности к приращению давления:  $\Delta\rho/\Delta P$ .

Совершенно особым и общим свойством жидкостей и газов является их текучесть, которая вызывается слабыми связями между частицами. Текучесть делает жидкость и газы очень подвижными. Они принимают форму сосуда, в котором находятся.

Теплоёмкость следует рассматривать как свойство воздуха поглощать некоторое количество тепла при нагреве и отдавать при охлаждении. Характеристикой этого свойства является удельная теплоёмкость.

Удельная теплоёмкость – количество тепла, необходимое для нагрева 1 кг воздуха на 1 К. Единицей измерения удельной теплоёмкости в системе СИ является  $\text{Дж}/\text{кг}\cdot\text{К}$ .

Удельная теплоёмкость зависит от химического состава, состояния воздуха и процесса сообщения ему тепла. При  $P = \text{const}$  теплота затрачивается не только на повышение температуры, но и на совершение механической работы расширение, поэтому

$$C_p > C_v,$$

где  $C_p$  - удельная теплоёмкость при постоянном давлении, Дж/кг·К;

$C_v$  - удельная теплоёмкость при постоянном объёме, Дж/кг·К.

Разность  $(C_p - C_v)$  представляет собой количество тепла, преобразованного в механическую работу расширения  $C_p - C_v = R$ , где  $R$  - газовая постоянная, представляющая собой работу расширения 1кг воздуха при нагревании на 1К, Дж/кг·К.

Отношение  $C_p/C_v$  называется показателем адиабаты, обозначается  $\chi$ .

### 3. Атмосфера Земли.

Атмосфера — это воздушная оболочка, окружающая Землю. Она обеспечивает возможность жизни на Земле, защищает ее от ультрафиолетовой и космической радиации, резких колебаний температуры. Нижней границей атмосферы служит поверхность Земли. Верхняя ее граница точно не установлена. Условно за верхнюю границу атмосферы приняты высоты 2000 — 3000 км, где плотность воздуха в  $16 \cdot 10^{17}$  раз меньше, чем у Земли.

Атмосфера Земли состоит из смеси газов. Сухой очищенный от пыли воздух вблизи земной поверхности по объему состоит из 78,09% азота, 20,95% кислорода, 0,93% аргона, 0,03% углекислого газа. Количество остальных газов (водорода, неона, гелия, криптона, ксенона, радона, закиси азота, йода, озона, метана) ничтожно мало.

Поскольку высота полета современных самолетов не превышает 20 км, то целесообразно рассмотреть строение атмосферы в пределах этой высоты. Слой атмосферы, непосредственно прилегающий к поверхности Земли, называется тропосферой. Высота тропосферы различна: в средних широтах равна примерно 11 км, над экватором 16-18 км, над полюсами 7-8 км. В тропосфере сосредоточенно 79% массы атмосферы Земли. По мере увеличения высоты температура воздуха понижается примерно на  $6,5^{\circ}$  С на

каждый километр, а скорость звука уменьшается на 1 м/с, через каждые 250 м. Серьезную опасность для полетов самолета представляют обледенение, грозы, ветра, пыльные бури, которые могут вызвать «болтанку», вибрацию, перегрузки, нарушить балансировку, устойчивость, управляемость.

Стандартная атмосфера - представляет собой условное состояние воздуха, соответствующее среднегодовым значениям его параметров для средних широт Земного шара, изображается в виде таблицы. За начальные условия стандартной атмосферы приняты параметры воздуха, соответствующие условиям на уровне моря:

$$P_0 = 1013 \text{ ГПа} = 760 \text{ мм.рт.ст}; T_0 = 288 \text{ K} = 15^\circ \text{ C}; \\ \rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4; a_0 = 340,2 \text{ м/с}.$$

Для высот, не выходящих за пределы тропосферы, параметры воздуха можно вычислить по формулам Ветчинкина:

$$T_H = T_0 - 6,5H; P_H = P_0 (16,8 - H) / (16,8 + H), \\ \rho_H = \rho_0 (20 - H) / (20 + H); a_H = a_0 - 4H,$$

где  $H$  - высота, км;

$T_0, P_0, \rho_0, a_0$  - соответственно температура, давление, массовая плотность, скорость звука на высоте, равной нулю;

$T_H, P_H, \rho_H, a_H$  - соответственно температура, давление, массовая плотность, скорость звука на высоте  $H$ .

При проектировании летательных аппаратов все расчеты ведутся согласно условиям стандартной атмосферы. Это обеспечивает возможность сравнения самолётов и других ЛА по их лётным характеристикам.

## Занятие № 2.

### 1. Понятие гидроаэродинамики.

Гидроаэродинамикой называется наука об общих законах движения

жидкостей и газов. Основоположниками гидроаэродинамики по праву считаются Л. Эйлер и Д. Бернулли.

Потоком называется среда, совершающая движение в определенном направлении. Река, ветер - примеры потока.

Основными параметрами, характеризующими поток, являются плотность, площадь поперечного сечения, скорость, давление, объёмный расход, массовый расход, удельный расход.

Объёмным расходом называется объём жидкости (воздуха), протекающей через сечение потока за 1 секунду

$$Q_v = Sv,$$

где  $Q_v$  - объёмный расход;

$v$  - скорость частиц;

$S$  - площадь поперечного сечения.

Массовым расходом называется масса жидкости (воздуха), протекающей через сечение потока за 1 секунду

$$Q_m = Sv\rho,$$

где  $Q_m$  - массовый расход,

$\rho$  - плотность.

Удельным расходом называется масса жидкости (воздуха), протекающей через единицу площади сечения потока за 1 секунду

$$Q_{y\delta} = Q_m/S; Q_{y\delta} = (Sv\rho)/S; Q_{y\delta} = v\rho.$$

Движение потока может быть установившимся или неустойчивым.

Установившимся называется такое движение жидкости или газа, при котором в данной точке пространства, занимаемого потоком, скорость и давление не изменяются во времени. В природе чаще встречается неустойчивое движение. При таком движении траектории частиц запутаны, пересекаются сами с собой и друг с другом.

Линия тока - некоторая линия, в каждой точке которой направление касательной совпадает с направлением вектора скорости.



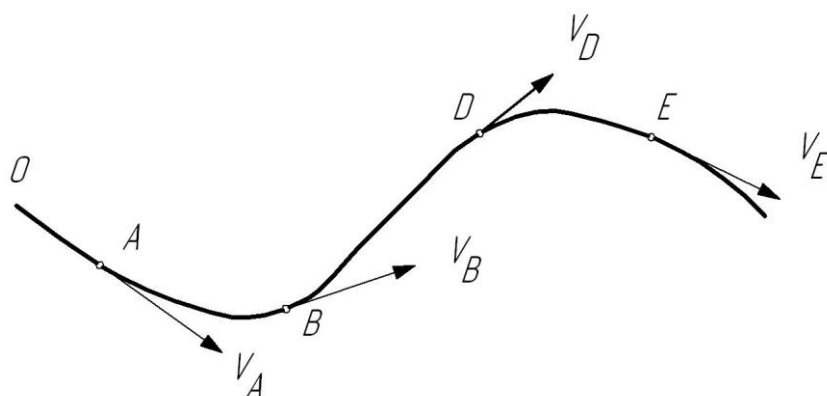


Рис. 1. Линия тока

Через каждую точку потока может проходить только одна линия тока, так как иначе вектор скорости одной частицы должен иметь два разных направления, что физически невозможно.

Струйка - часть потока, ограниченная поверхностью, образованной линиями тока, проходящими через некоторый малый замкнутый контур.

Струйка имеет очень важное свойство: через её боковую поверхность расход жидкости невозможен. Совокупность элементарных струек образует поток.

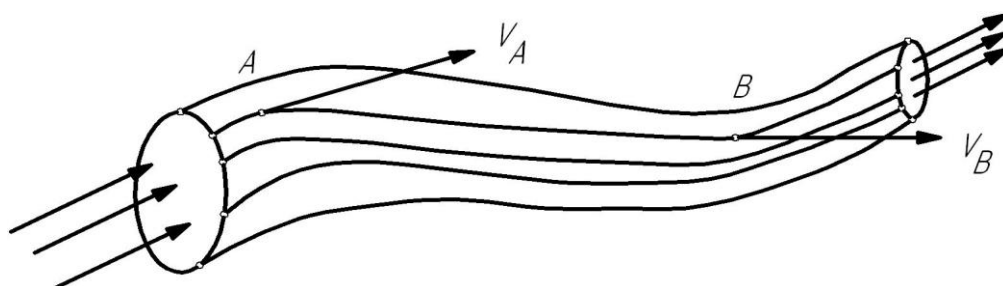


Рис. 2. Струйка

## 2. Закон неразрывности для идеальной жидкости.

Идеальная жидкость – жидкость, обтекающая твердое тело, считается сплошной средой, лишённой свойств вязкости и сжимаемости.

Был открыт Эйлером в 1756 году. Представляет собой применение закона сохранения материи к струйке жидкости и устанавливает зависимость

между скоростью и площадью поперечного сечения.

Выделим в струйке идеальной жидкости произвольное сечение.

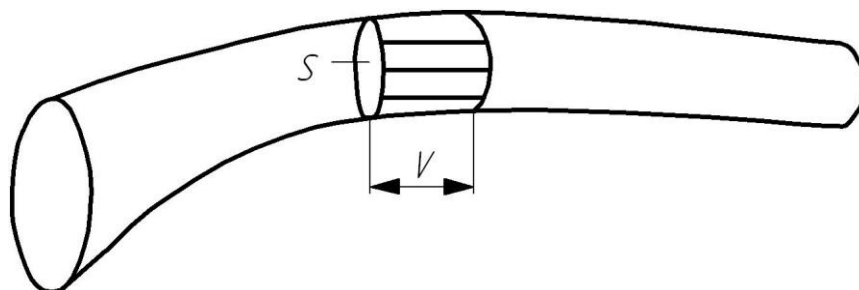


Рис. 3. К выводу уравнения неразрывности для идеальной жидкости

За одну секунду через него пройдет некоторый объем жидкости, который представляет собой объемный расход  $Q_v$ .

Поскольку жидкость идеальная, сжатие и расширение её исключено. Расход через боковую поверхность струйки невозможен, поэтому для неразрывности струйки необходимо и достаточно, чтобы объемный расход жидкости через все сечение был постоянным  $Q_v = const; Sv = const..$  Откуда следует, что *при установившемся движении идеальной жидкости скорость обратно пропорциональна площади поперечного сечения струйки:*

$$v = const/S.$$

Закон неразрывности подтверждается явлениями природы. Река на мелях, перекатах, в теснинах всегда имеет большую скорость течения. В ущельях дуют сильные ветра. В технике закон неразрывности используется в форсунках, аэродинамических трубах.

### **3.Закон Бернулли для идеальной жидкости.**

Этот закон устанавливает зависимость между давлением и скоростью потока представляет собой приложение закона сохранения энергии к струйке жидкости был открыт Д. Бернулли в 1738году.

Рассмотрим струйку идеальной жидкости в предположении, что обмена энергией между струйкой и окружающей средой нет. На основании закона сохранения энергии можно утверждать, что энергия струйки во всех сечениях постоянна:  $E_1 = E_2 = E_3 = E_4 = \dots = E_n = const$ . Полная энергия представляет сумму кинетической энергии  $E_{кин}$  и потенциальной  $E_{пот}$ . Потенциальная энергия состоит из энергии положения рассматриваемого объекта газа  $E_G$ , внутренней тепловой энергии  $E_{\dot{A}i}$  и энергии давления  $E_{\dot{A}}$ . Следовательно предыдущее уравнение принимает вид:

$$E = E_{кин} + E_{\dot{A}} + E_G + E_{BH} = const .$$

Энергия положения – это способность жидкости или воздуха производить работу при изменении высоты центра массы. При обтекании самолёта потоком воздуха высоту центров массы сечений струек можно считать постоянной:

$$E_G = const .$$

Внутренняя энергия измеряется количеством тепла и характеризует способность воздуха (или другого газа) производить механическую работу при понижении температуры, которое возможно за счёт теплообмена с окружающей средой, или расширения (уменьшения плотности) воздуха. Т.к. по условию теплообмен с внешней средой отсутствует, а идеальная жидкость не сжимаема, то температура, а следовательно, и внутренняя энергия газа во всех сечениях струйки остаются неизменными:

$$E_{BH} = const .$$

Кинетическая энергия воздуха, прошедшего через произвольное сечение струйки за время  $\Delta t$ :  $E_{кин} = mv^2/2$ . После подстановки  $m = Q_m \Delta t$  в это выражение получим:

$$E_{кин} = Q_m \Delta t (v^2/2).$$

Энергия давления воздуха, проходящего через произвольное сечение струйки за время  $\Delta t$ , равна работе силы давления  $A_{\dot{A}}$  за это время:

$$E_d = A_d = PSv\Delta t,$$

где  $P$  - давление в данном сечении струйки;

$v\Delta t$  - путь частиц за время  $\Delta t$ .

Умножим и разделим это выражение на плотность воздуха:

$$E_d = A_d = PSv\Delta t (\rho/\rho).$$

Т.к.  $Sv\rho = Q_m$ , то  $E = Q_m\Delta t (P/\rho)$ . После подстановки выражений для всех видов энергии полная энергия потока запишется как:

$$E = Q_m\Delta t (v^2/2) + Q_m\Delta t (P/\rho) + const + const = const.$$

Полагая, что  $Q_m\Delta t = const$ , приводим уравнение к следующему виду:  $v^2/2 + P/\rho = const$ . Умножив обе части этого уравнения на  $\rho = const$ , получим окончательную форму уравнения Бернулли для идеальной жидкости:

$$P + (\rho v^2/2) = const,$$

где  $P$  - статическое давление;

$\rho v^2/2$  - скоростной напор.

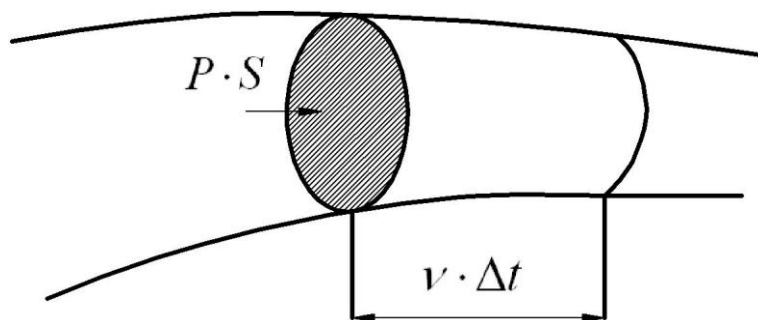


Рис. 4. К выводу уравнения Бернулли для идеальной жидкости.

Статическое давление жидкости или газ равномерно передаётся во все стороны. Поэтому давление, действующее на поверхность, параллельную потоку, является статическим. Оно определяет потенциальную энергию потока.

Скоростной напор представляет собой дополнительное давление на поверхность, перпендикулярную движению потока, и определяет его

кинетическую энергию.

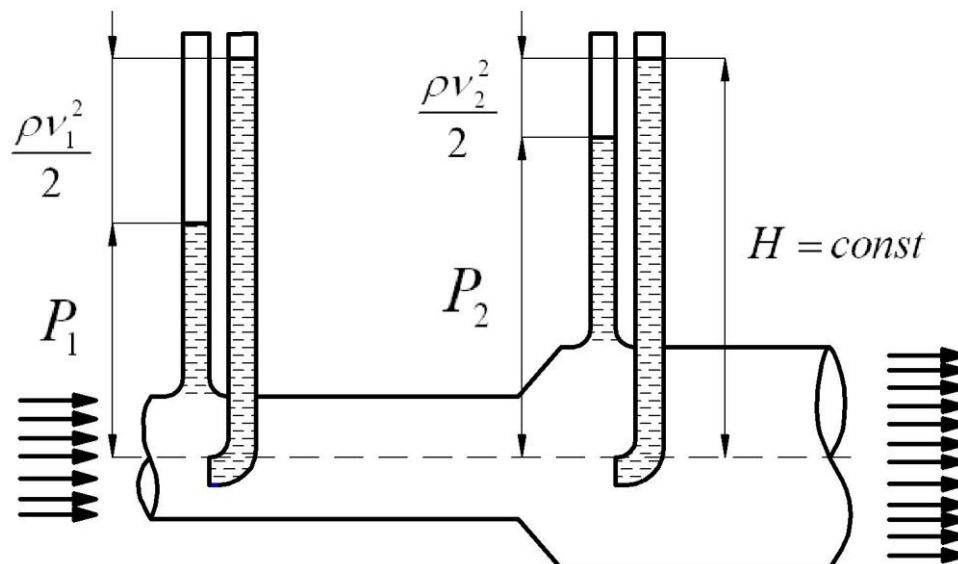


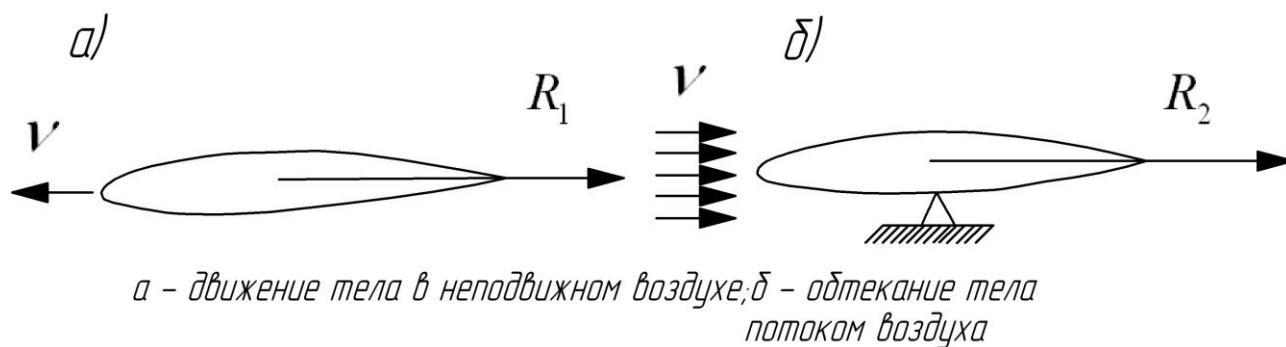
Рис. 5. Физическая сущность статического давления и скоростного напора.

Закон Бернулли для идеальной жидкости: “При установившемся движении идеальной жидкости сумма статического давления и скоростного напора есть величина постоянная в любом сечении данной струйки. То есть чем больше скорость, тем меньше давление и наоборот”. В технике закон Бернулли используется для измерения скорости полёта, карбюраторах.

### Занятие № 3.

#### 1. Принцип «обратимости».

При движении тела в неподвижном воздухе возникает сила сопротивления  $R$ , которая зависит от скорости перемещения тела относительно воздуха.



*Рис. 6. Принцип обратимости.*

Если закрепить тело неподвижно и направить на него поток воздуха, сохранив относительную скорость, то сила сопротивления будет та же, что и в первом случае. Такой приём называется обращением скорости. Следовательно, принцип обратимости состоит в том, что величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли тело потоком воздуха, или движется в неподвижном воздухе.

Принцип обратимости даёт возможность проводить аэродинамические исследования в лабораторных условиях, когда тело неподвижно закреплено в аэродинамической трубе, а воздушный поток, создаваемый трубой, обтекает тело с необходимой скоростью. Это значительно упрощает измерение аэродинамических сил и моментов.

## 2. Аэродинамические спектры.

Аэродинамическим спектром называется видимая картина обтекания тела потоком воздуха. Спектры обтекания тел воздушным потоком получают с помощью дымовых труб, гидроканалов или методом «шелковинок», вязких покрытий, оптическим методом.

В дымовых трубах визуализация течения обеспечивается введением в поток воздуха струек дыма. Дымовой спектр позволяет исследовать ламинарные и турбулентные течения, отрыв пограничного слоя, управление пограничным слоем.

Метод «шелковинок» позволяет выявить «дефекты» обтекания. При безотрывном режиме течения шелковинки, прикрепленные одним концом к обтекаемой поверхности, спокойны и ориентированы в направлении потока. При срыве потока они колеблются и меняют направление.

На вязком покрытии обтекаемого тела при достаточно продолжительной продувке его в аэродинамической трубе прочерчиваются «линии тока», выявляющие картину обтекания.

Оптические методы получения аэродинамических спектров используют эффект изменения плотности воздуха (сжимаемости) при больших скоростях потока. При изменении плотности воздуха плоскопараллельный пучок света отклоняется, образуя на экране светлые или темные полосы. На большом расстоянии от тела поток не деформирован, струйки текут прямолинейно с одинаковой скоростью. Такой поток называется невозмущенным. Вблизи тела струйки изменяют своё направление и площадь поперечного сечения от этого изменяются скорости воздуха в струйках. Поток, струйки которого деформированы присутствующим в нём телом, называется возмущённым.

Аэродинамический спектр любого тела состоит из невозмущённого и возмущённого потоков. Последний в свою очередь состоит из пограничного слоя, внешнего невязкого (потенциального) слоёв и спутной струи.

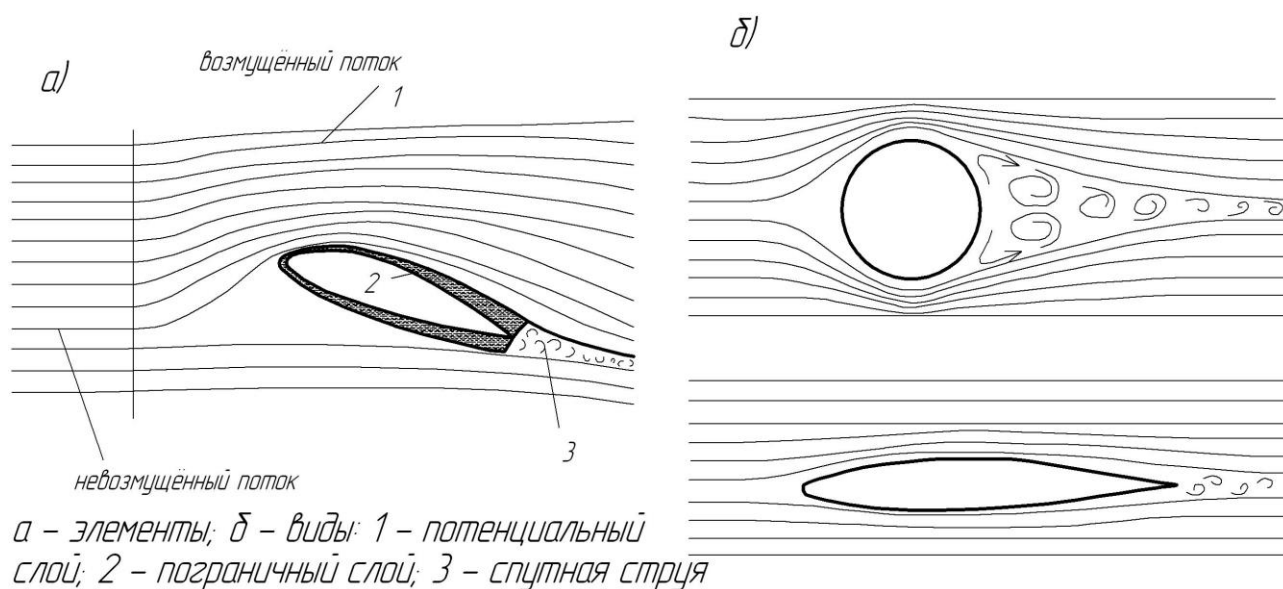


Рис. 7. Аэродинамические спектры.

Аэродинамические спектры дают возможность понять физическую сущность обтекания тела потоком воздуха. По своему строению аэродинамические спектры бывают плавные и вихревые, симметричные и несимметричные.

Чем больше возмущение потока, тем большее сопротивление испытывает тело. Исследование аэродинамических спектров даёт возможность выбрать наиболее удобообтекаемые формы, определить дефекты в обтекании той или иной части ЛА, определить характер взаимодействия близко расположенных частей ЛА и многое другое.

Учёные и авиаконструкторы нашли средства направленного воздействия на спектры обтекания частей самолёта с целью улучшения их лётных характеристик и обеспечения безопасности полётов.

### **3. Аэродинамический эксперимент.**

Как всякая наука о природе, аэродинамика использует два метода исследований - теоретический и экспериментальный, которые взаимно обогащают, дополняют и проверяют друг друга. Экспериментальная аэродинамика позволяет изучать даже такие сложные явления, для которых не удаётся построить удовлетворительной теории.

Целью аэродинамического эксперимента являются определения: давления потока, величины и направления скорости потока, измерения сил и моментов, действующих на обтекаемое тело, и изучение физических явлений в целом. Полученные данные используются для аэродинамического расчёта самолёта и расчёта его на прочность, разработки новых схем летательных аппаратов, совершенствования их характеристик, определения перспективы развития.

По методу постановки аэродинамические эксперименты делятся на:

*прямые*, при которых среда неподвижна, а тело движется. К ним относятся наблюдения при падении тел в воздухе, метод буксировки тел на



аэродинамических тележках и ротативных машинах, лётные испытания летательных аппаратов.

Из прямых методов в настоящее время практическое значение имеют только лётные испытания. Являясь заключительным этапом проектирования самолётов, лётные испытания дают исчерпывающую информацию о лётных и взлётно-посадочных данных самолёта, характеристик устойчивости и управляемости, но имеют и определённые недостатки: высокую стоимость, невозможность вариантных исследований;

*обратные*, при которых среда движется, а тело неподвижно (основанные на принципе обратимости). К ним относятся испытания при использовании естественного ветра и продувку моделей и натуральных объектов в аэродинамических трубах.

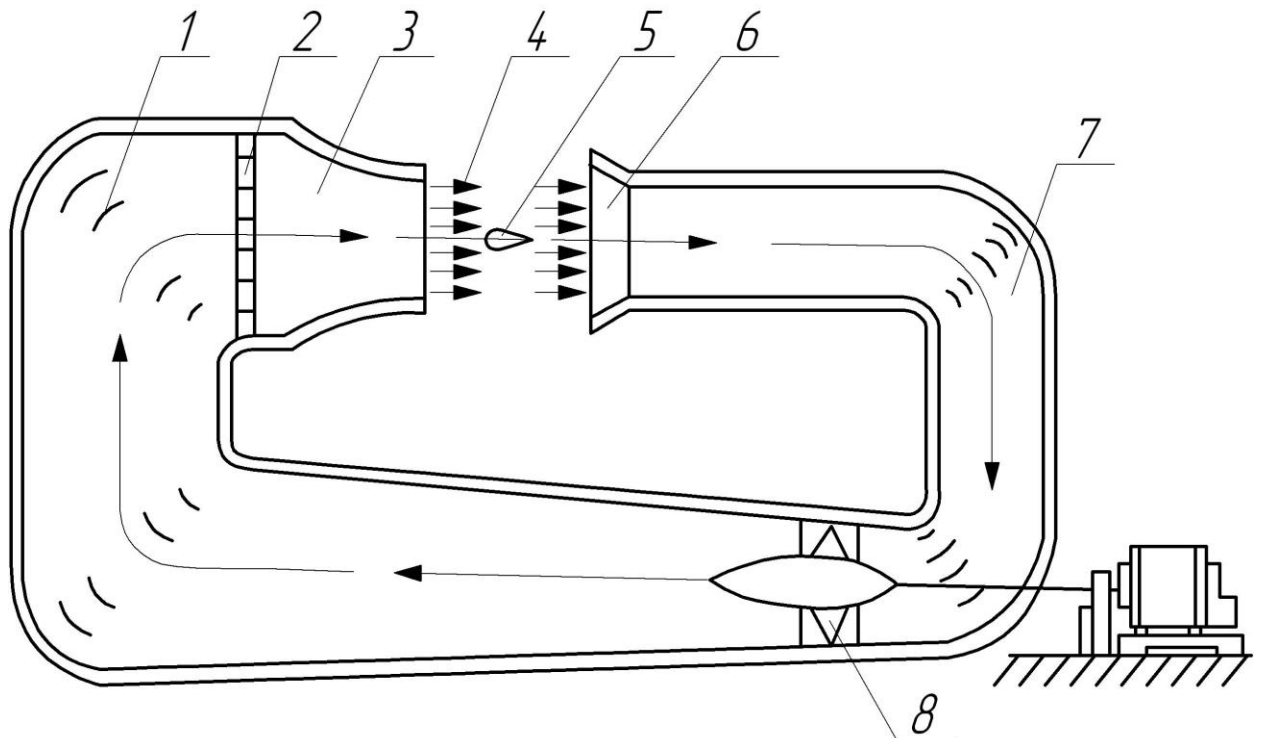
Обратный метод требует значительно меньшей затраты средств и энергии на постановку эксперимента, обеспечивает более удобное визуальное наблюдение и фотографирование картины обтекания, более простую схему измерения параметров потока, сил и моментов.

Наибольшее применение получил метод продувки тел или их моделей в аэродинамических трубах.

Этот метод используется на предварительных (эскизных) этапах проектирования для испытаний многочисленных вариантов ещё не построенного ЛА и его частей.

Аэродинамическая труба является устройством для создания воздушного потока. Вентилятор 8 создаёт воздушный поток, который через поворотные лопатки 1 и спрямляющую решётку 2 попадает в сужающийся насадок 3, откуда с большой скоростью проходит через открытую рабочую часть трубы 4, где устанавливается исследуемая модель 5. Затем воздух засасывается в диффузор 6 и по обратному каналу 7 проходит к вентилятору. Поворотные лопатки служат для уменьшения потерь кинетической энергии потока в местах поворота. Для выпрямления потока в рабочей части трубы установлена спрямляющая решётка. Диффузор уменьшает скорость потока

воздуха за рабочей частью и гидравлическое сопротивление трубы и обеспечивает большую устойчивость потока.



*Рис. 9. Аэродинамическая труба.*

Для научных исследований применяются аэродинамические трубы: большие (натурные); дозвуковых и сверхзвуковых скоростей; переменной плотности для исследований вязкой и сжимаемой среды; разреженных газов, которые используют в качестве рабочего тела воздух, гелий, азот.

#### **4. Пограничный слой.**

Вследствие вязкости воздуха близко расположенные к телу слои воздушного потока притормаживаются. Поэтому по мере удаления от поверхности тела торможение частиц воздуха постепенно уменьшается и на некотором расстоянии прекращается полностью.

Пограничным называется тонкий прилегающий к поверхности тела слой воздуха, в котором скорости частиц изменяются по нормали к поверхности значительно больше, чем вдоль потока. Внешнюю границу ПС точно определить невозможно. Можно принять, что она отстоит от поверхности тела на расстоянии, на котором скорость частиц достигает 99,5% скорости невязкого потока.

Толщина пограничного слоя зависят от формы тела, положения его в потоке воздуха, скорости потока, состояния поверхности тела, вязкости и плотности воздуха и увеличивается от носовой части тела к хвостовой. Вблизи передней кромки крыла толщина ПС равна нескольким миллиметрам, а у задней достигает 100 мм и более.

Чем ровнее поверхность тела и чем меньше скорость потока, тем пограничный слой тоньше. Характеристикой ПС может служить градиент скорости:

$$\Delta v / \Delta n ,$$

где  $\Delta n$  - расстояние между частицами, взятыми на одной нормали, мм;

$\Delta v$  - разность скоростей этих частиц, м/с .

Градиент скорости показывает изменение скорости на 1 мм толщины ПС.

Частицы воздуха в ПС имеют стремление к вращению, поэтому пограничный слой всегда завихрён.

По характеру течения в пограничном слое делятся на два типа:

ламинарное и турбулентное. Поток жидкости или газа, в котором все струйки перемещаются параллельно друг другу, называется ламинарным.

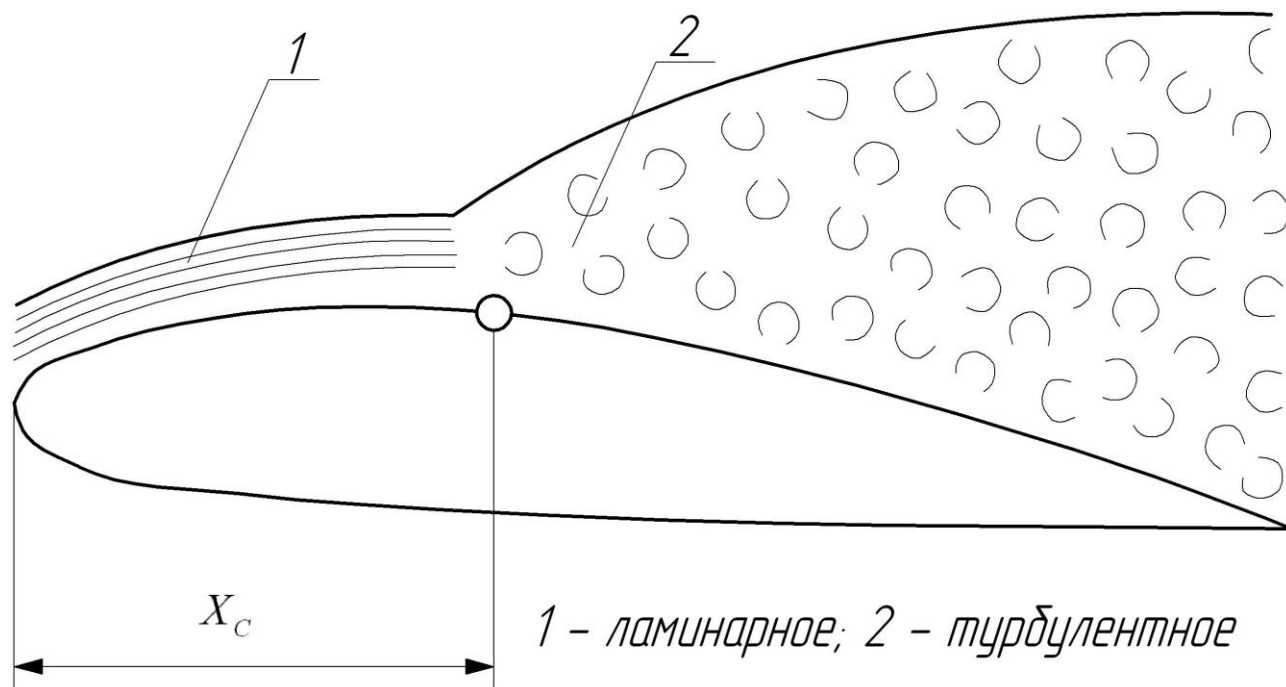
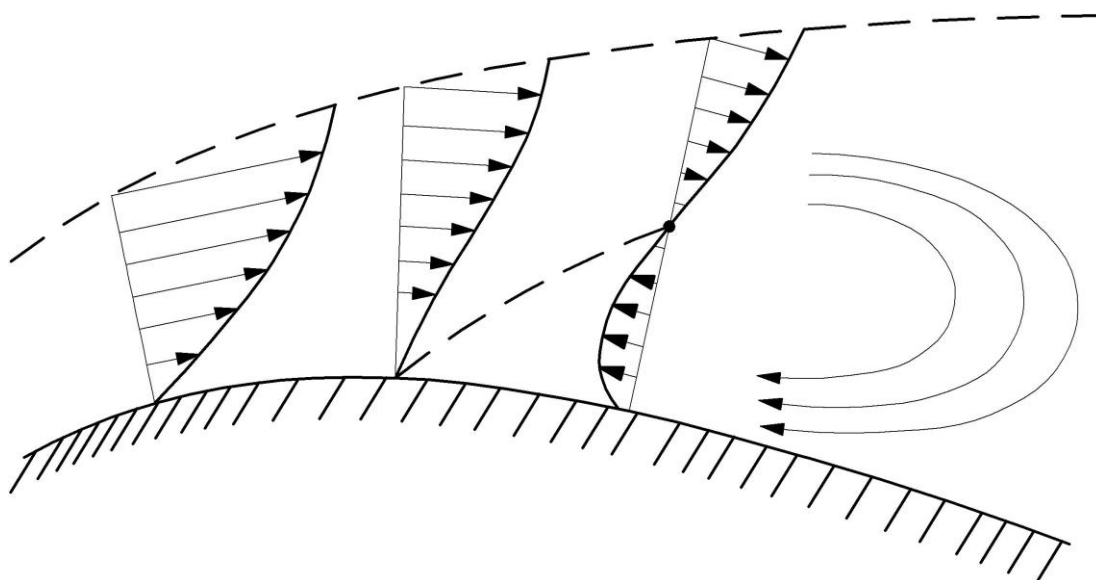


Рис. 10. Виды течений в ПС

До места наибольшей высоты тела поток течёт параллельными несмешивающимися струйками (слоисто). Затем ламинарное течение переходит в турбулентное, при котором происходит поперечное перемешивание частиц воздуха. Положение точки перехода от ламинарного течения к турбулентному зависит от формы тела, состояния поверхности и скорости движения.

Для увеличения ламинарной части пограничного слоя применяют особые ламинаризованные формы крыла, фюзеляжа и оперения, повышают гладкость поверхности, управляют пограничным слоем. На структуру пограничного слоя влияют многие эксплуатационные факторы такие как: обледенение самолёта, повреждение и загрязнение обшивки, искажение теоретической формы профиля и др.

Отрыв пограничного слоя наблюдается при обтекании криволинейных поверхностей, например профиля крыла на больших углах атаки.



*Рис. 11. Отрыв ПС.*

Происходит это вследствие того, что резкое расширение пограничного слоя вызывает появление обратных скоростей и вихрей, отделяющих пограничный слой от поверхности крыла. Явление это очень опасно, так как приводит к резкому уменьшению несущей способности крыла, ухудшению устойчивости и управляемости самолёта. Развитие срыва потока зависит от формы и состояния поверхности тела, характера течения воздуха в пограничном слое, в результате нарушения правил эксплуатации самолёта: выхода на запретные режимы полёта, нарушения центровки. При турбулентном течении происходит интенсивное перемешивание ПС и к нижним наиболее заторможенным струйкам подводится дополнительная кинетическая энергия. Это препятствует появлению обратных течений и образованию вихрей. Поэтому турбулентный ПС более устойчив к срыву потока, чем ламинарный. Чтобы уменьшить опасность срыва потока, ПС подвергают искусственной турбулизации. Для этого на поверхности крыла располагают специальные выступы – турбулизаторы.

На взлётно-посадочных режимах при больших углах атаки предотвращение срыва потока достигается увеличением кинетической энергии ПС с помощью систем управления ПС.

Потенциальным называется слой воздуха, в котором каждый элементарный объем перемещается только поступательно, без вращения. Силы внутреннего трения в потенциальном потоке не проявляются, и поэтому на любом расстоянии от тела по нормали к его поверхности скорости частиц воздуха одинаковы.

## ***Тема 1.2. Аэродинамические силы, характеристика крыла и самолёта.***

### **Занятие № 1.**

#### **1. Принципы создания подъемной силы.**

Подъёмная сила необходима для уравнивания силы веса летательного аппарата.

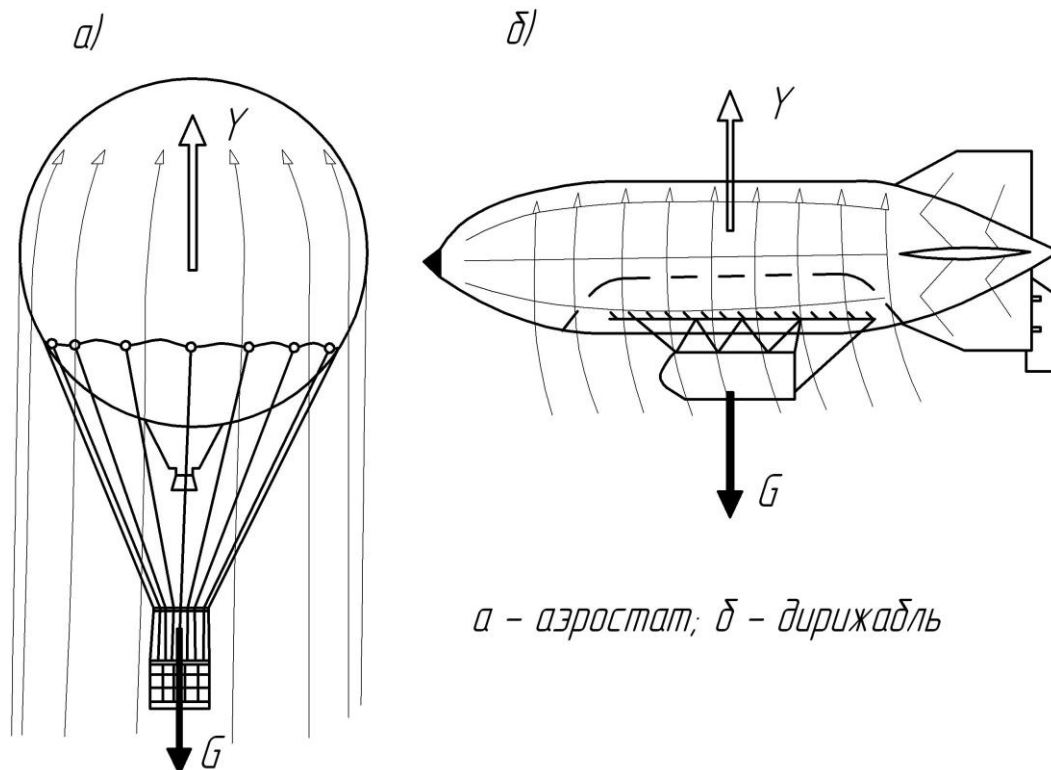
Известны три основных принципа создания подъёмной силы: аэростатический, аэродинамический и реактивный (ракетный). ЛА, у которых подъёмная сила создаётся по аэростатическому принципу, называются аппаратами легче воздуха. ЛА, у которых подъёмная сила создаётся по аэродинамическому и реактивному принципам, называются аппаратами тяжелее воздуха.

Аэростатический принцип создания подъёмной силы основан на законе Архимеда и используется в летательных аппаратах легче воздуха - аэростатах.

Аэростат представляет собой оболочку, наполненную газом легче воздуха (водородом  $\gamma = 0,83 \text{ Н/м}^3$ ;  $\rho = 0,0847 \text{ кг/м}^3$  или гелием

$$\gamma = 1,66 \text{ Н/м}^3; \rho = 0,169 \text{ кг/м}^3).$$

Перемещение аэростата зависит от соотношения его веса и подъёмной (выталкивающей) силы. При  $Y_A > G$  – аэростат поднимается;  $Y_A = G$  – висит на постоянной высоте;  $Y_A < G$  – снижается.



*a – аэростат; б – дирижабль*

*Рис. 12. ЛА легче воздуха.*

В метеорологии для изучения воздушных течений применяют простейшие аэростаты – шары–зонды. Управляемые аэростаты, оборудованные двигателями называются дирижаблями.

Основное достоинство ЛА легче воздуха заключается в том, что они могут подниматься и спускаться вертикально, летать со сколь угодно малыми скоростями и даже неподвижно висеть в воздухе без затраты энергии.

Аэродинамический принцип создания подъёмной силы был изложен Н.Е. Жуковским: «...двигаясь под малым углом к горизонту с большой горизонтальной скоростью, наклонная плоскость сообщает громадному количеству последовательно прилегающего к ней воздуха малую скорость

вниз и тем развивает большую подъёмную силу вверх при незначительной затрате работы на горизонтальное перемещение». Следовательно, для создания подъёмной силы по этому принципу необходимо перемещение тела относительно воздуха.

Аэродинамический принцип создания подъёмной силы используется аппаратами тяжелее воздуха, к которым относятся самолёты (аэропланы), планеры, вертолёт, автожиры и ЛА с машущими крыльями.

Подъёмная сила самолёта создается неподвижно закрепленным крылом. При поступательном движении самолета крыло обтекается потоком воздуха. Из-за особой формы сечения крыла создается разность давлений под и над крылом и возникает подъёмная сила. Перемещение самолета в воздухе происходит под действием силы тяги, создаваемой силовой установкой.

Планер создает подъёмную силу так же, как самолет, неподвижно закрепленным крылом, но не имеет силовой установки. Поэтому планер может летать только на буксире (за автомобилем, самолетом) или планировать. При планировании он снижается за счёт силы тяжести или набирает высоту за счёт восходящих потоков воздуха.

Подъёмная сила вертолёта создаётся несущим винтом, приводимым во вращение двигателем. При вращении несущий винт с некоторой силой отбрасывает воздух вниз, который с такой же силой действует на винт и вертолёт поднимается вверх.

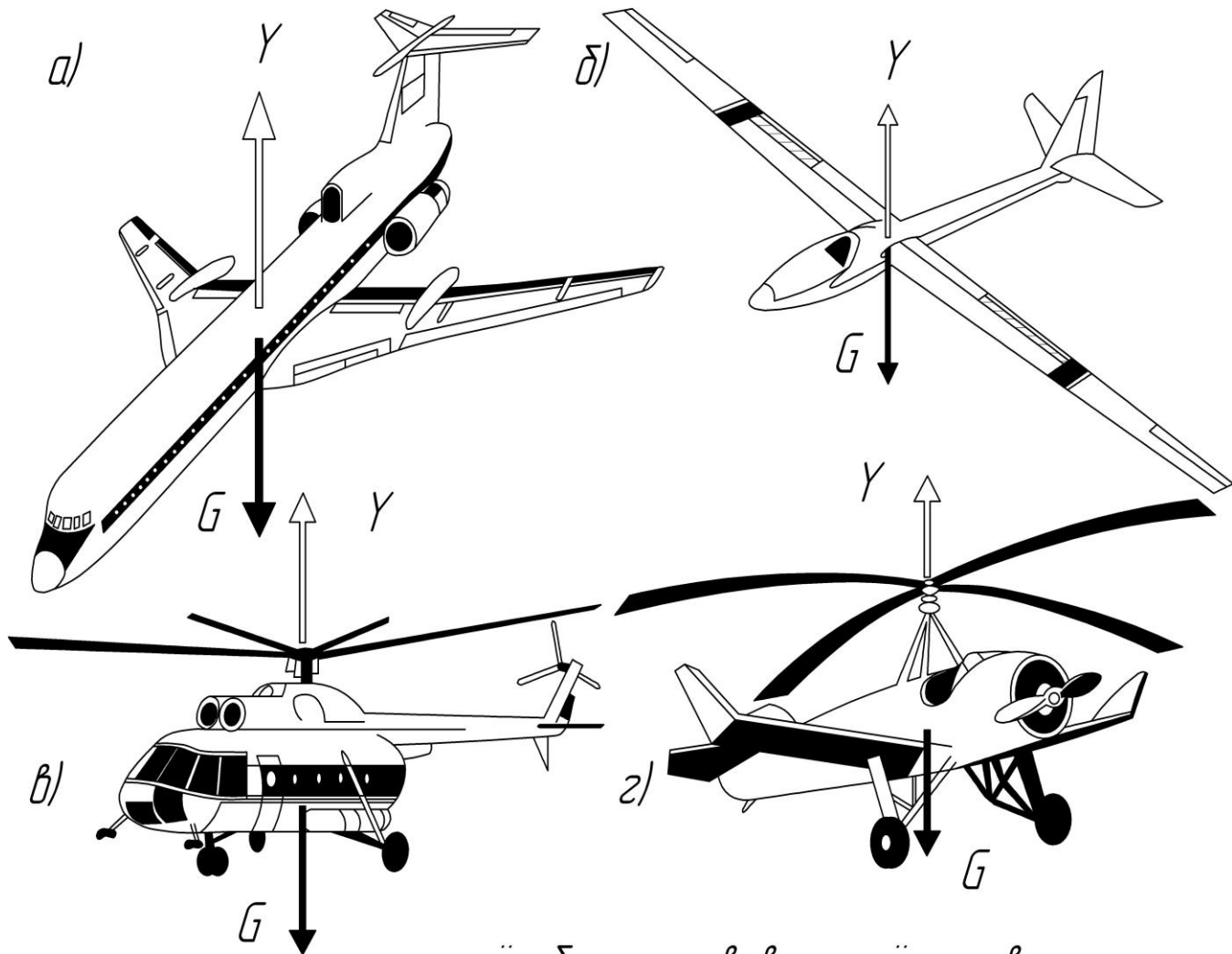
Вертолёт способен вертикально набирать высоту и снижаться, висеть в воздухе, перемещаться вперёд, назад, влево, вправо.

Автожир так же, как вертолёт, имеет несущий винт, но последний приводится во вращение не двигателем, а набегающим потоком воздуха. Поступательное движение аппарата обеспечивается силовой установкой с тянущим винтом. Автожир совмещает в себе недостатки и самолёта, и вертолёта, не обладая их достоинствами.

У аппаратов с машущими крыльями подъёмная сила возникает в результате маховых движений крыла. Если они происходят относительно



одной оси, то аппарат называется ортоптером, если относительно нескольких осей – орнитоптером.



*а-самолёт; б-планер; в-вертолёт; г-автожир*

*Рис. 13. ЛА тяжелее воздуха.*

Реактивный принцип создания подъёмной силы основан на третьем законе Ньютона. Рабочее тело, отброшенное ракетой, создает силу реакции. Для того чтобы возникла подъёмная сила, направленная в сторону противоположную силе веса ракеты, необходимо, чтобы сила реакции была направлена под некоторым углом к горизонту, при этом её вертикальная составляющая и будет являться подъёмной силой ракеты.

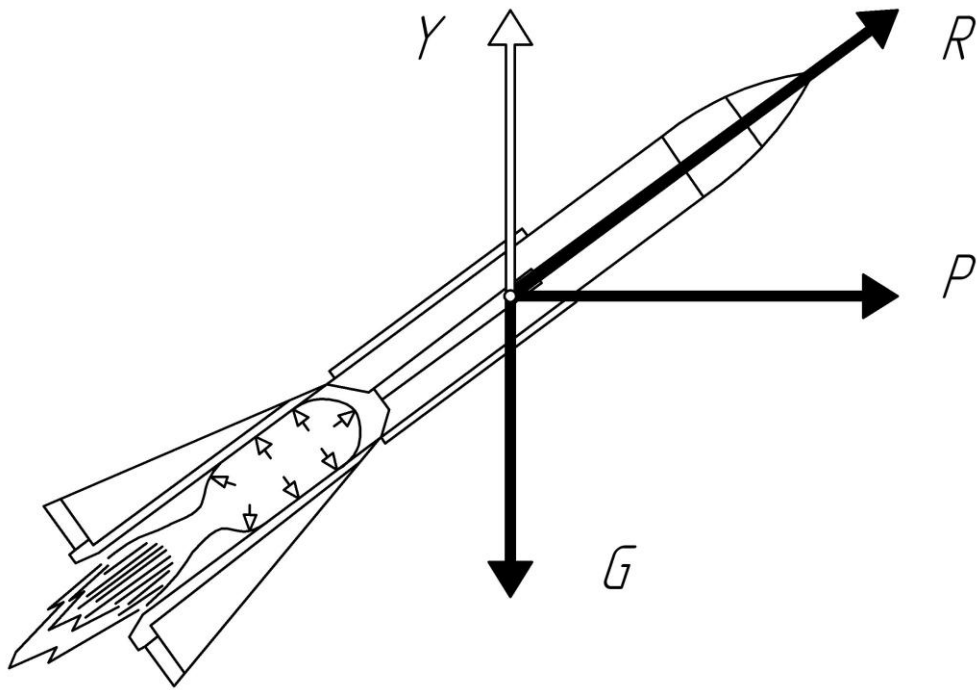


Рис. 14. Ракета

## 2. Основные части самолёта и их назначение.

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, система управления самолётом.

Крыло самолета создает подъемную силу и обеспечивает поперечную устойчивость, под которой понимают способность самолёта восстанавливать без вмешательства пилота случайно нарушенное поперечное равновесие.

Фюзеляж самолёта служит для крепления крыла и оперения, а также для размещения экипажа, оборудования грузов.

Оперение включает в себя горизонтальное, вертикальное и элероны.

Горизонтальное оперение состоит из не подвижной части - стабилизатора 9 и подвижной части руля высоты 8. Стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость самолета, т.е. способность самостоятельно восстанавливать случайно нарушенное продольное равновесие. Руль высоты является органом продольной управляемости и служит для нарушения или восстановления продольного равновесия по воле пилота.

Вертикальное оперение так же состоит из неподвижной части – киля 7 и подвижной – руля направления 6. Киль обеспечивает путевую устойчивость самолёта, т.е. способность самостоятельно восстанавливать случайно нарушенное путевое равновесие. Руль направления является органом путевой управляемости и служит для нарушения или восстановления путевого равновесия по воле пилота.

Элероны являются органом поперечной управляемости и предназначены для нарушения или восстановления поперечного равновесия по воле пилота.

Шасси – система опор самолета, необходимая для стоянки, движения по земле, взлета и посадки. Для уменьшения сопротивления на современных самолётах шасси убирается.

Силовая установка служит для создания силы тяги, необходимой для перемещения самолёта. В настоящее время получили широкое применение три типа СУ: винтомоторные, реактивные и турбовинтовые.



Рис. 15. Основные части самолёта.

Управление самолётом состоит из систем управления рулём высоты, рулём направления и элеронами. Каждая из них имеет командный рычаг, находящийся в кабине пилотов и проводку управления, которая связывает командный рычаг с соответствующим органом управления.

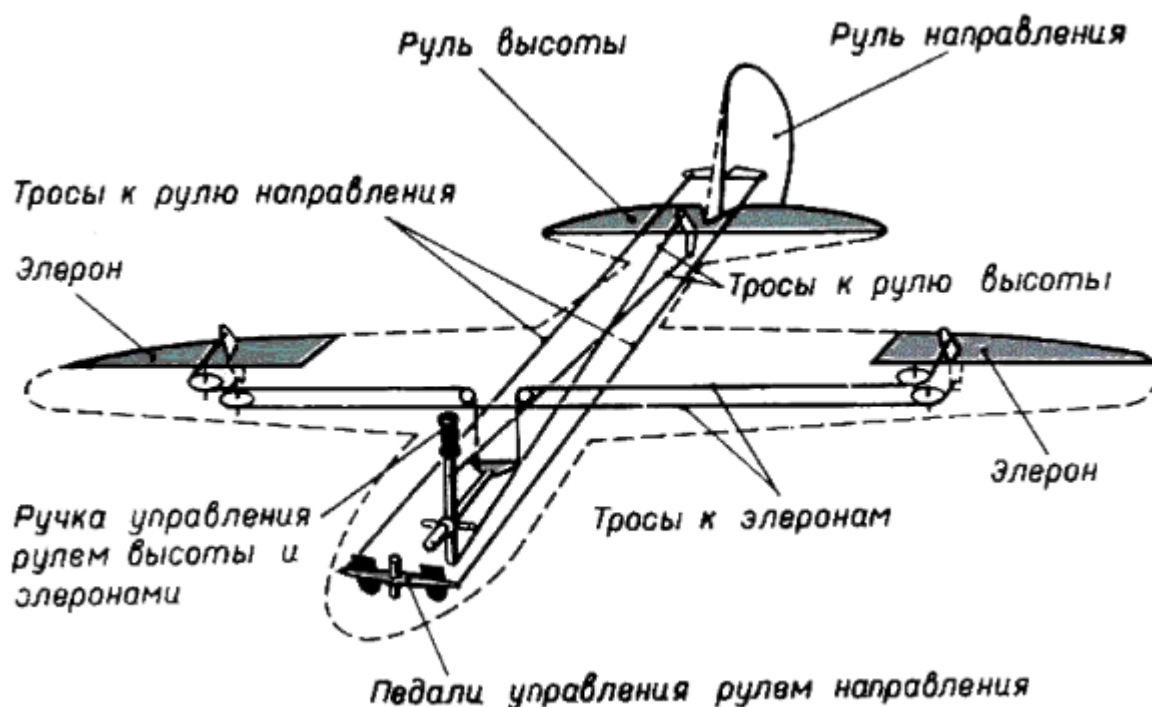


Рис. 16. управление самолётом

Командный рычаг для управления элеронами и рулем высоты представляет собой ручку управления (на легких самолётах) или штурвальную колонку 1 (на тяжелых самолётах). При отклонении ручки управления или штурвальной колонки (от себя) руль высоты отклоняется вниз и самолёт поворачивается вслед за ручкой, т. е. носом вниз. При движении ручки или штурвальной колонки на себя руль высоты отклоняется вверх и самолёт поворачивается носом вверх (рис. 16, а).

При отклонении ручки (или вращения штурвала 3) вправо правый элерон поднимается, левый — опускается. Самолёт создает правый крен.

Перемещение ручки (или вращения штурвала 3) влево вызывает поднятие левого элерона и опускание правого. Самолет создает левый крен (рис. 16, в).

Управление рулём направления осуществляется с помощью ножных педалей 2. Если пилот перемещает правую педаль вперед, то руль направления отклоняется вправо, и самолёт поворачивается вправо (рис. 16, б). Если же он перемещает левую педаль вперед, то руль направления отклоняется влево, и самолет поворачивается влево.

Следовательно, система управления самолетом выполнена таким образом, чтобы воздействие на командные рычаги соответствовало рефлексам пилота.

### **3. Понятие о скоростной и связанной системах осей координат.**

Скоростная система координатных осей используется для изучения аэродинамических сил и при решении задач аэродинамического расчета самолета.

Начало координат помещено в центре масс самолета (иногда в точке приложения аэродинамических сил). Главной является скоростная ось  $OX_A$ , направленная по вектору скорости полета. Ось подъемной силы  $OY_A$  направлена вверх перпендикулярно скоростной оси и лежит в плоскости симметрии самолета. Боковая ось  $OZ_A$  направлена вправо перпендикулярно осям  $OX_A$  и  $OY_A$ . Координатные плоскости в скоростной системе имеют следующие названия:

$X_A Y_A$  - плоскость потока;

$Y_A Z_A$  - лобовая плоскость;

$X_A Z_A$  - плоскость скольжения;

Связанная система координатных осей используется при изучении устойчивости, управляемости самолета, для расчета самолета на прочность.

Начало координат берется в центре масс самолета. Оси координат связаны с самолетом и вместе с ним изменяют свое положение в пространстве. Оси связанной системы координатных осей имеют следующие направления:

$Ox$  – продольная – вперед параллельно хордам крыла;

$Oy$  – нормальная – вверх перпендикулярно оси  $Ox$  и лежит в плоскости симметрии самолета;

$Oz$  – поперечная – в сторону правого крыла перпендикулярно плоскости  $Ox$ .

Плоскости связанной системы координат имеют следующие названия:

$Ox$  – плоскость симметрии самолета;

$Ox$  – плоскость крыла (главная плоскость);

$Oz$  – поперечная плоскость.

Земная система координатных осей применяется при изучении перемещений самолёта относительно Земли. Начало координат берётся в произвольной точке поверхности Земли. Направление осей выбирается в соответствии с условиями задачи, но так, чтобы они составляли правую систему декартовых координат.

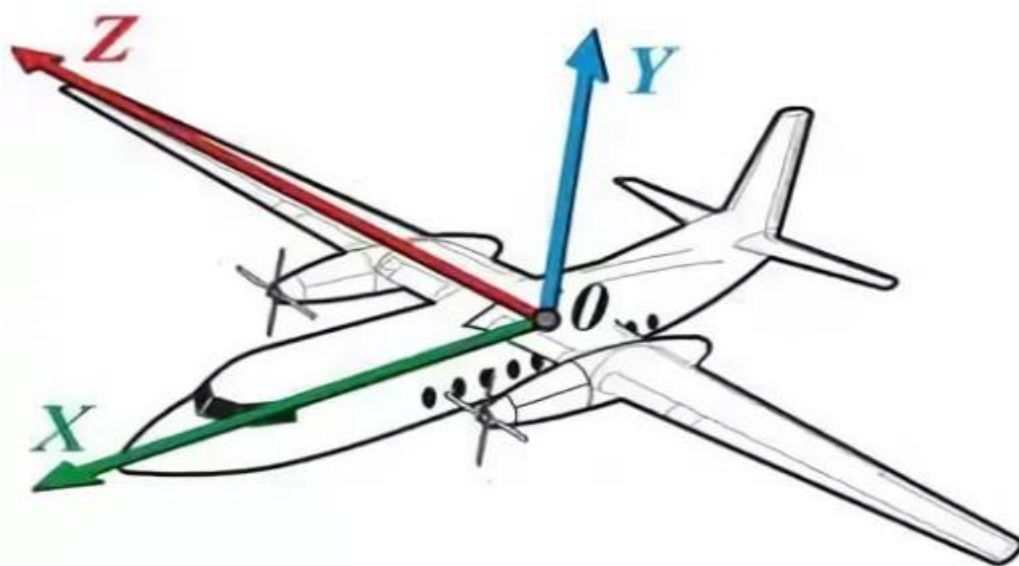


Рис. 17а. Системы координатных осей.

Положение самолёта в потоке воздуха определяется углами скольжения и атаки.

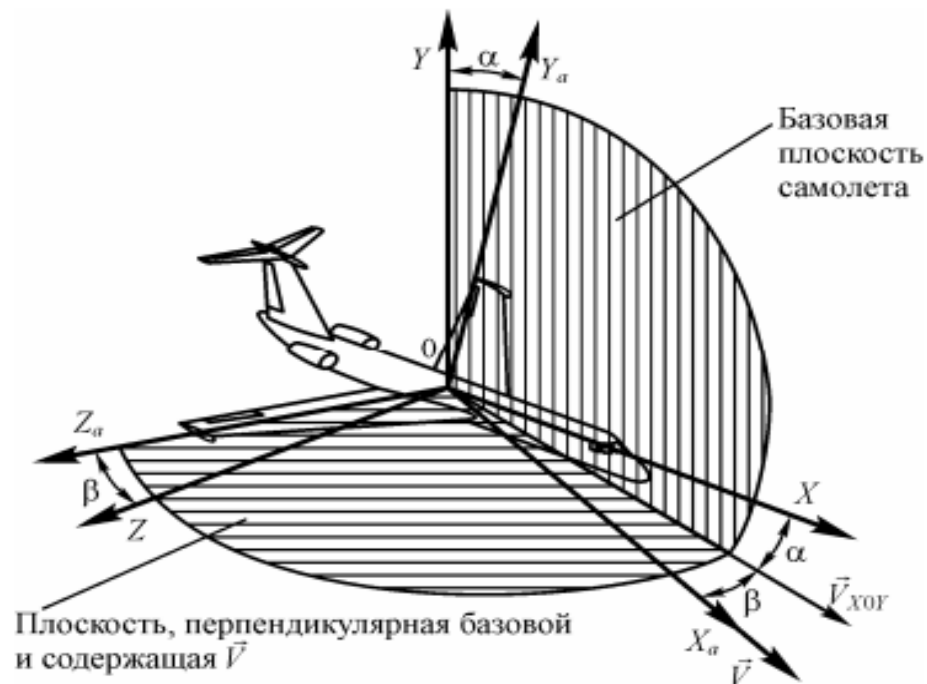
Углом скольжения  $\beta$  называется угол между направлением потока (осью  $OX_A$ ) и плоскостью симметрии самолёта.

Углом атаки  $\alpha$  самолёта называется угол между продольной осью самолёта  $OX$  и проекцией вектора скорости потока на плоскость симметрии самолёта  $OY$ .

Положение самолёта в пространстве определяется углами рыскания, тангажа и крена.

Углом рыскания  $\psi$  называется угол между проекцией траектории (осью  $OX_G$  в земной системе координат) и проекцией продольной оси самолёта  $OX$  на горизонтальную плоскость.

Углом тангажа  $\nu$  называется угол между продольной осью самолёта  $OX$  и горизонтом.



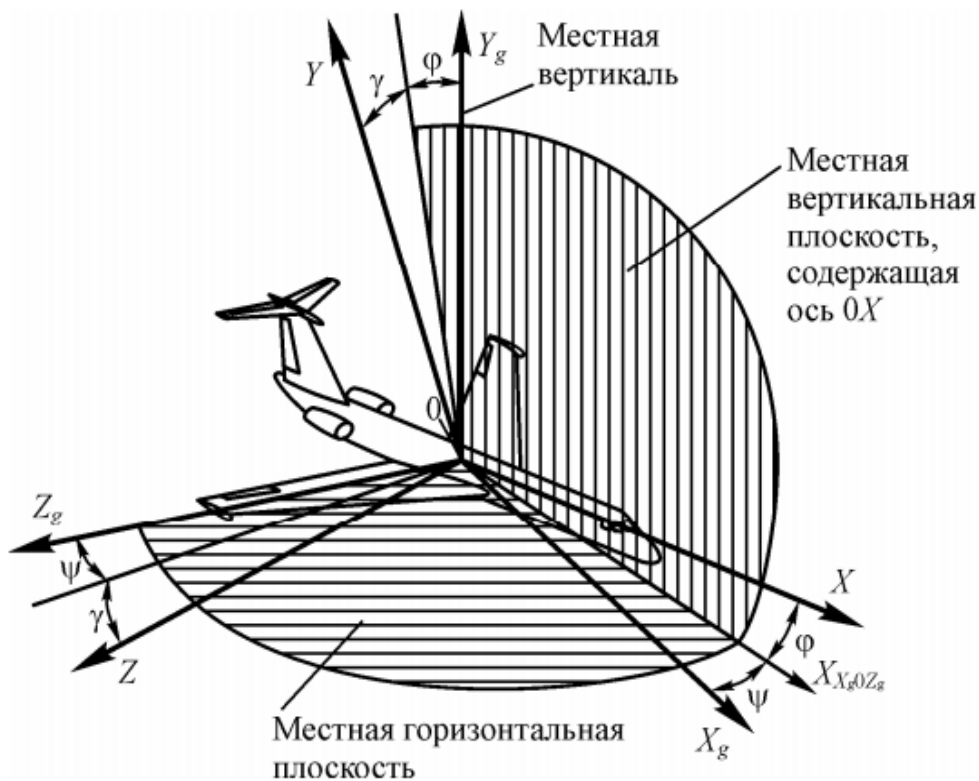


Рис. 176. Положение самолёта в потоке воздуха и пространстве.

## Занятие № 2.

### 1. Геометрические характеристики профиля крыла.

Под крылом понимается часть ЛА, предназначенная для создания аэродинамической подъёмной силы. Крыло имеет одну плоскость симметрии, совпадающую с плоскостью симметрии ЛА.

Профилем называется местное сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии. Основные геометрические элементы профиля крыла показаны на *рисунке 18*.



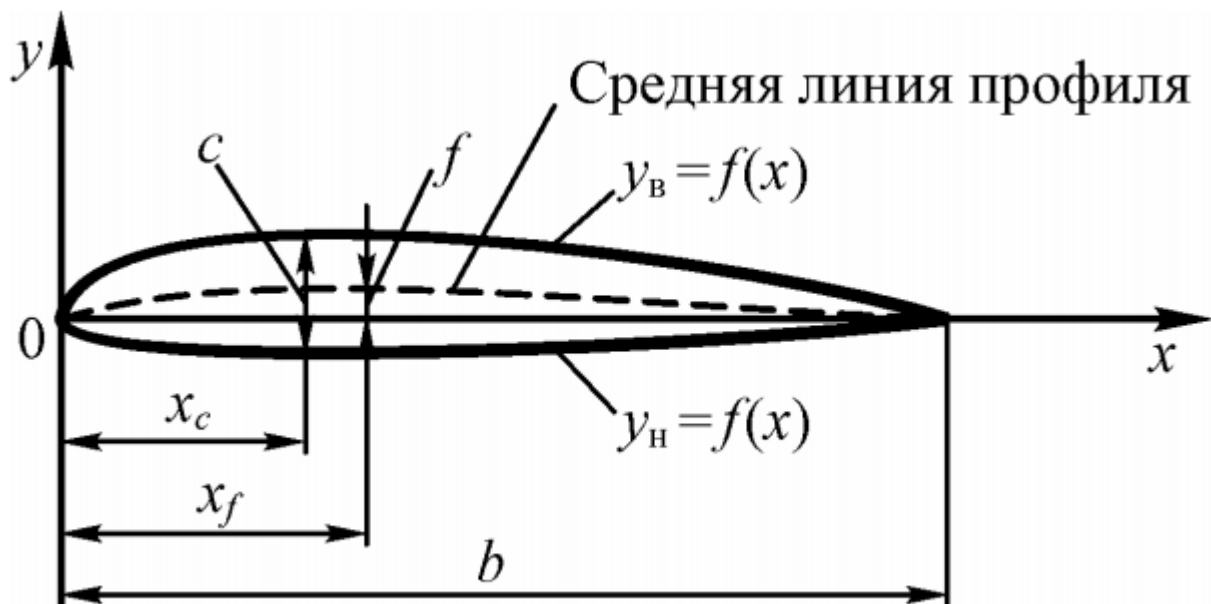


Рис. 18. Элементы профиля крыла.

Точка  $O$  находится на передней кромке профиля. Точка  $B$  находится на задней кромке (точка схода профиля).

Хорда профиля  $AB$  обозначается буквой  $b$ .

Наибольшее расстояние между верхним и нижним контурами профиля называется максимальной толщиной  $c$ .

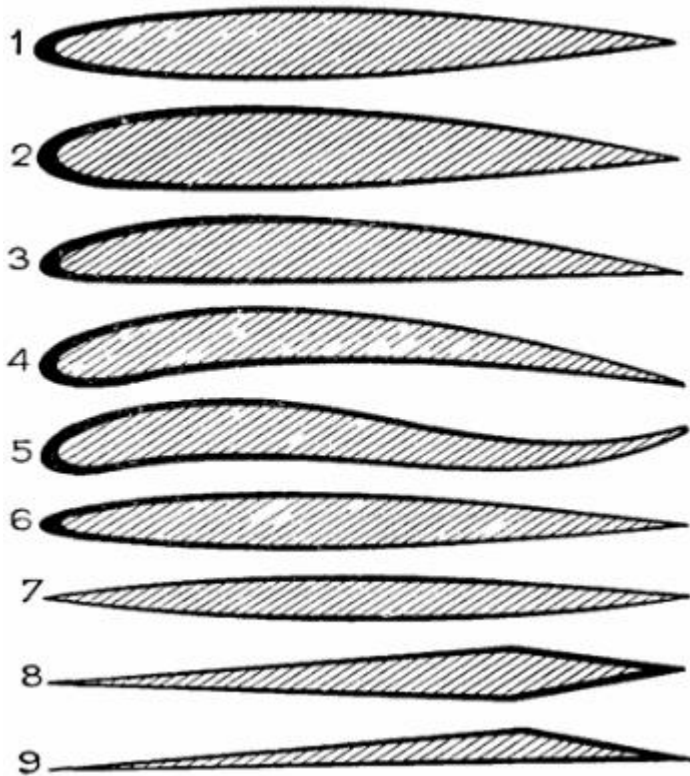
Расстояние от передней кромки до места наибольшей толщины называется абсциссой наибольшей толщины  $x_c$ .

Линия, соединяющая середины ординат, называется средней линией профиля.

Наибольшее расстояние между хордой и средней линией профиля называется кривизной профиля  $f$ . Форма профиля характеризуется следующими параметрами: относительной толщиной профиля  $\bar{N} = c/b$ ; относительной кривизной профиля  $\bar{f} = f/b$ ; относительной абсциссой наибольшей толщины  $\bar{x}_c = x_c/b$ .

## 2. Формы профилей крыла, установочный угол, понятие о аэродинамической крутке крыла.

От формы профиля зависит его аэродинамические характеристики. Поэтому разные по форме профили имеют различные области применения.



*Рис. 19. Формы профилей.*

Симметричные профили 1 или профили с очень малой кривизной применяют в крыле скоростных самолётов. На самолётах малых скоростей симметричные профили используются главным образом для органов оперения.

Выпукло-вогнутые профили 2, имеющие большую несущую способность, применялись на заре авиации на самолётах братьев Райт, Блерио и др. Такую же форму имели теоретические профили Жуковского.

Крыло такого профиля создавало достаточную подъёмную силу при очень малых скоростях полёта. На современных самолётах выпукло-вогнутый профиль создаётся отклонением закрылка.

Двояковыпуклые профили 3 с большой кривизной обеспечивают не только достаточную несущую способность, но и большую прочность и жёсткость крыла. Поэтому они используются на нескоростных тяжёлых самолётах.

Плосковыпуклые профили 4 очень просты в производстве и применяются на нескоростных самолётах. S-образные профили 5 – самоустойчивые. Применяются на «бесхвостых» самолётах.

Ламинированные профили 6 имеют большое значение абсциссы  $X_c$ , за счёт чего удлиняется ламинарная часть ПС. Они применяются на скоростных дозвуковых самолётах. Все профили с острыми кромками – чечевицеобразные 7, ромбовидные 8, дельтавидные 9 – используются на сверхзвуковых самолётах.

Установочным углом  $\varphi_z$  сечения крыла называется угол между хордой профиля и продольной осью самолёта. Если установочные углы в разных сечениях различны, то хорды не лежат в одной плоскости, такое крыло называется геометрически закрученным.

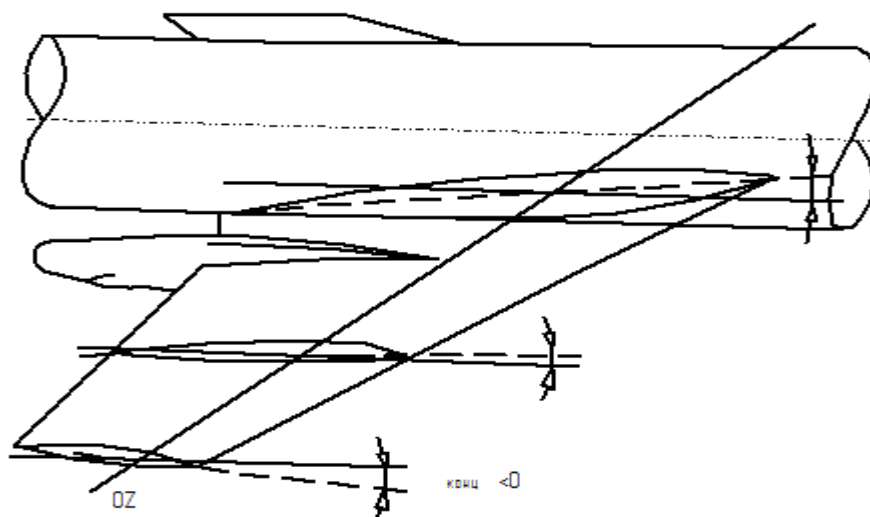


Рис. 20. Установочный угол сечения крыла.

Аэродинамическая крутка крыла создается за счёт того, что профили в разных сечениях крыла имеют разные значения относительной толщины и относительной кривизны. Геометрическая и аэродинамическая крутки делаются для улучшения аэродинамических характеристик. Так, например, для обеспечения поперечной устойчивости на больших углах атаки необходимо исключить концевые срывы потока с крыла. Это достигается за счёт использования в концевых сечениях крыла более «несущих» профилей (аэродинамическая крутка) с постепенным уменьшением установочных углов к концу крыла (отрицательная геометрическая крутка).

### 3. Геометрические характеристики крыла в плане.

Вид крыла в плане представляет собой проекцию крыла на базовую плоскость, которая проходит через центральную хорду перпендикулярно плоскости симметрии крыла.

К основным элементам, определяющим размеры крыла в плане относятся:

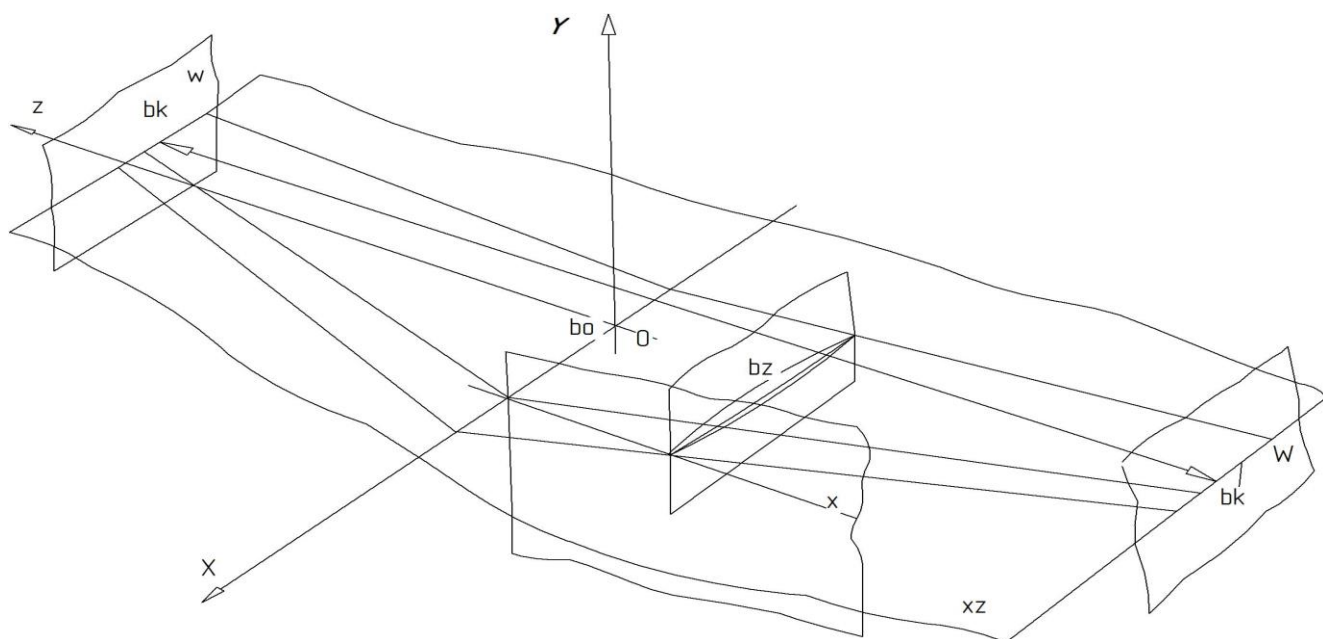


Рис. 21. Вид крыла в плане

$l$  - размах крыла, который представляет собой расстояние между двумя плоскостями, проходящими через концы крыла параллельно плоскости симметрии.

$b_z$  - местная хорда. Это отрезок прямой, соединяющей точки пересечения передней и задней кромок крыла плоскостью, содержащей профиль крыла. Таким образом, местная хорда крыла является и хордой профиля.

$b_0$  – центральная хорда крыла.

$b_k$  – концевая хорда крыла.

$S$  – площадь крыла – площадь его проекции на базовую плоскость  $S = lb_{ND}$ .

Форма крыла в плане характеризуется углом стреловидности, удлинением и сужением.

Угол стреловидности  $\chi^0$  представляет собой угол между линией фокусов крыла (линией 25% хорд) и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла.

Удлинение крыла есть отношение квадрата размаха к площади крыла  $\lambda = l^2/S$ . Если числитель и знаменатель этого отношения разделить на  $l$ , то получим  $\lambda = l/b_{ND}$ . Таким образом, удлинение представляет собой отношение размаха к средней хорде крыла, т.е. характеризует вытянутость крыла вдоль размаха.

Сужение крыла равно отношению длины центральной хорды к длине концевой хорды крыла  $\eta = b_0/b_E$  и в общем случае может иметь значение от 1 до  $\infty$ . Для прямоугольного крыла  $\eta = 1$ , для треугольного  $\eta = \infty$ .

#### **4. Форма крыла в плане.**

Формы крыла современных самолётов многообразны.

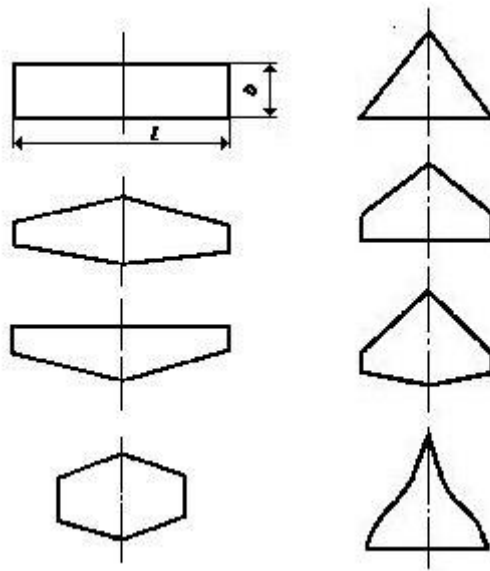


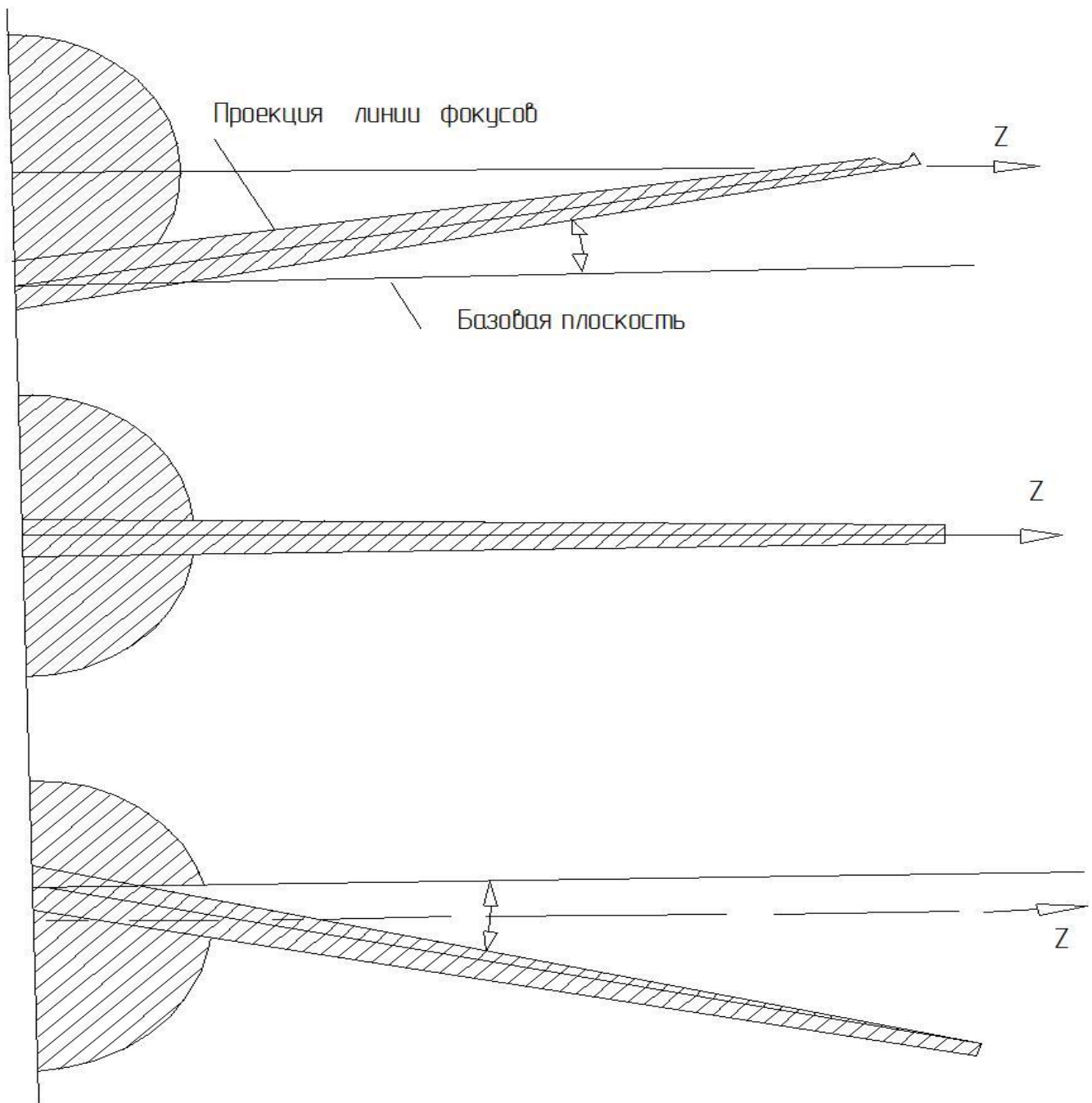
Рис. 22. Формы крыла в плане

Самая простая форма крыла в плане – прямоугольная. На современных самолётах прямоугольное крыло 1 применяется крайне редко из-за аэродинамического несовершенства (Ан-2). Трапецевидное крыло 2 широко используется на нескоростных самолётах (ИЛ-14, Ан-24).

Наиболее аэродинамически совершенной формой крыла для нескоростных самолётов считается эллипсовидное крыло 3, но из-за сложности производства почти не применяется. На скоростных самолётах широко используется стреловидное крыло 4 с углом стреловидности  $\chi^0 > 30^0$  (Ту-154, Ил-76). Треугольное 5, треугольное с наплывом 6, готическое 7, оживальное 8, применяются на сверхзвуковых самолётах.

### 5. Вид крыла спереди.

Геометрической характеристикой крыла спереди является угол поперечного «V» крыла, который обозначается  $\varphi$  и представляет собой угол между базовой плоскостью крыла и проекцией линии фокусов на плоскость, перпендикулярную центральной хорде.



*Рис. 23. Вид крыла спереди.*

У современных самолётов этот угол колеблется от  $-5^{\circ}$  до  $+5^{\circ}$ . Положительный  $\varphi$  создаётся для увеличения поперечной устойчивости крыла, отрицательный – для уменьшения.

## 6. Угол атаки крыла.

Углом атаки крыла  $\alpha$  можно считать угол между хордой крыла и направлением набегающего потока воздуха. Если поток воздуха набегаёт на нижнюю поверхность крыла, то угол атаки называют положительным. Если направление набегающего потока совпадает с направлением хорды крыла, то угол атаки равен нулю. Если поток набегаёт на верхнюю плоскость крыла, то угол атаки называют отрицательным. Если же крыло имеет геометрическую крутку, то в разных его сечениях углы атаки не одинаковы. Обычно геометрическая крутка уменьшает углы атаки концевых сечений крыла и этим исключает концевые срывы потока.

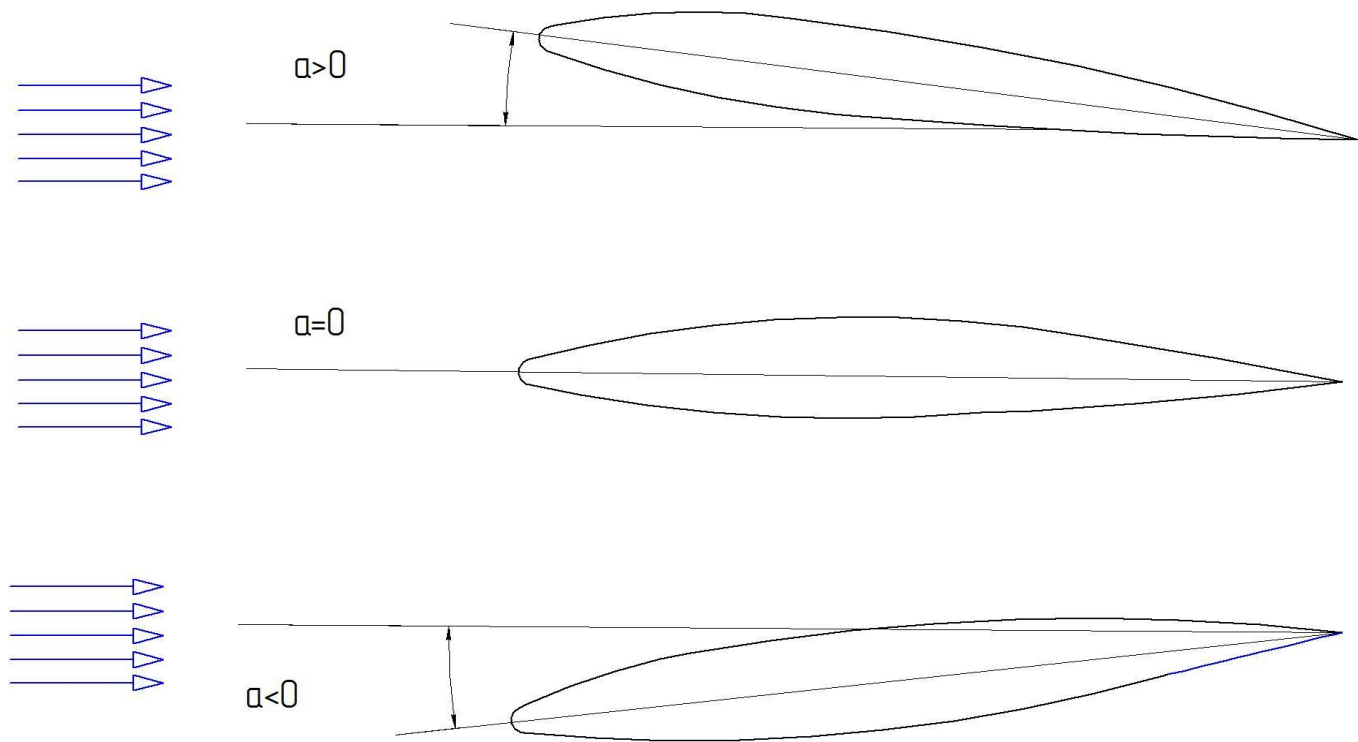


Рис. 24. Угол атаки крыла



## Занятие № 3.

### 1. Распределение давления по профилю крыла.

Давление в любой точке поверхности крыла можно измерить с помощью манометров. Модель крыла со сверлениями, необходимыми для измерения давления, называется дренированной моделью крыла. При установке такой модели в потоке аэродинамической трубы местное давление в рассматриваемой точке профиля  $P_M$  будет отличаться от атмосферного, и в U-образном манометре создается разность уровней. По условию равновесия  $h\gamma = P_M - P_{ATM}$ ,

где  $\gamma$  – удельный вес жидкости;

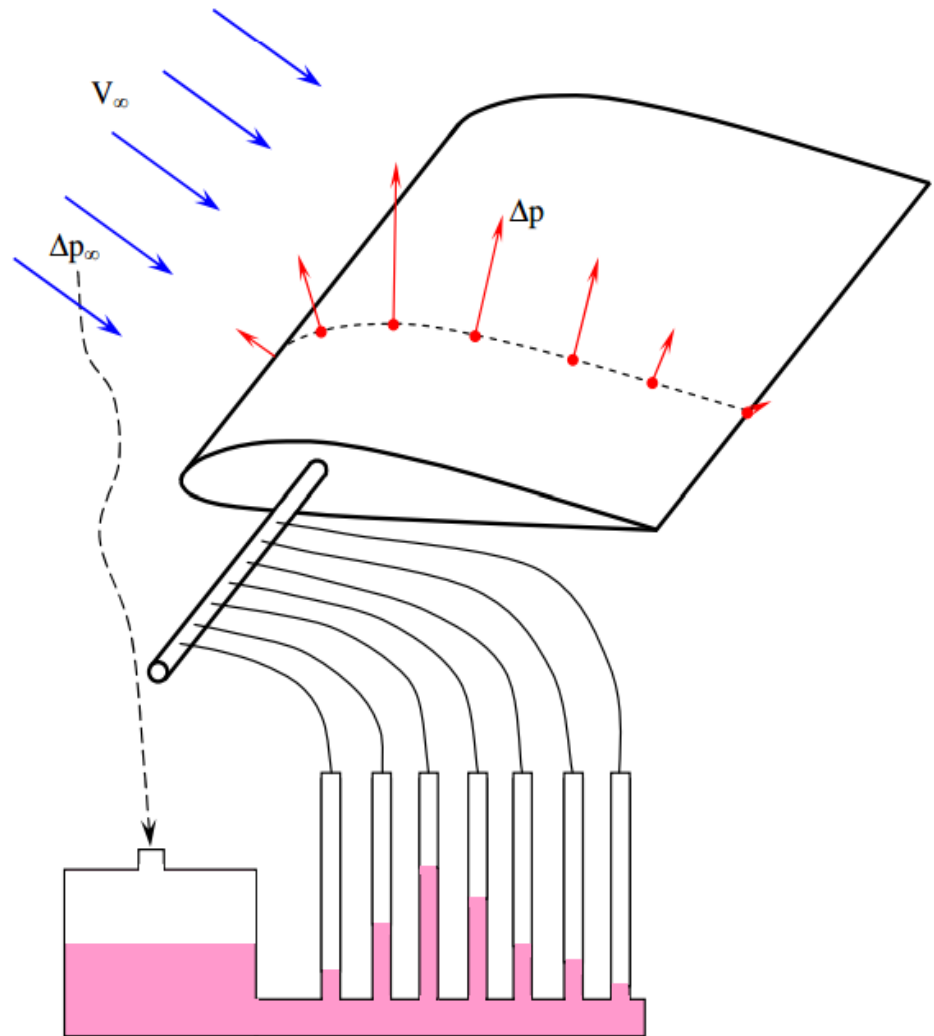
$h$  – разность уровней в манометре;

$P_M$  - давление в данной точке профиля;

$P_{ATM}$  - атмосферное давление.

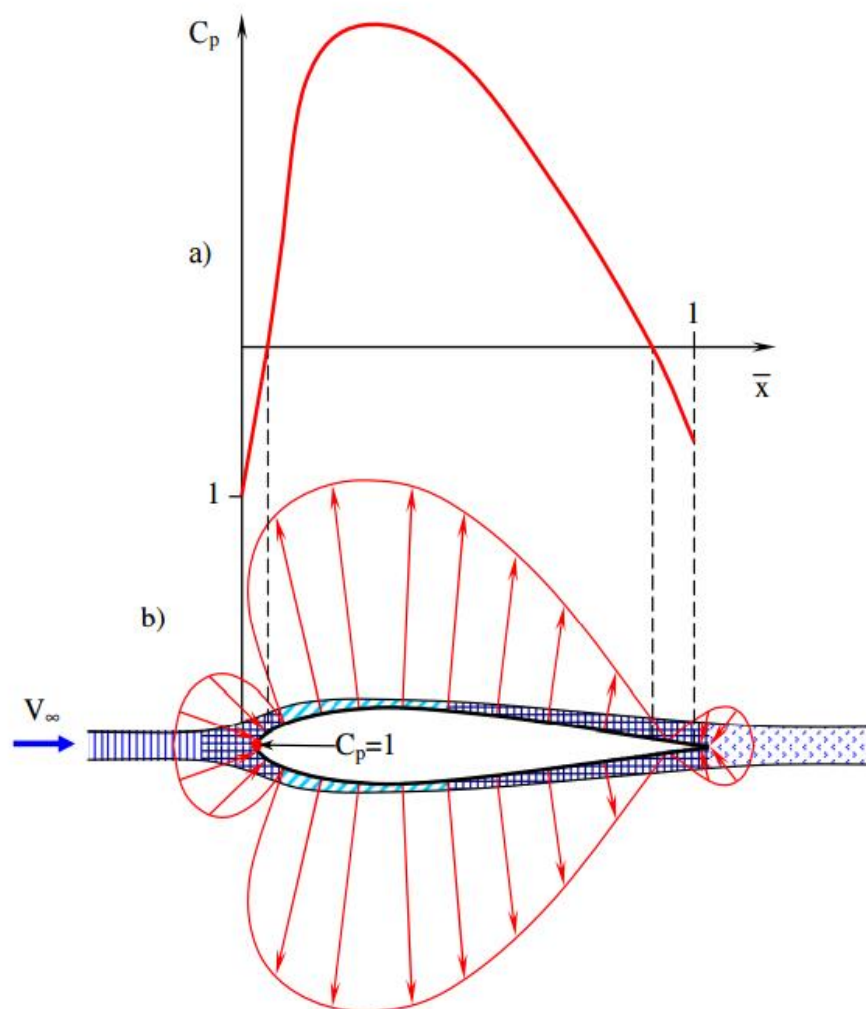
Разность  $P_M - P_{ATM} = \Delta P$  называется избыточным давлением. Если  $\Delta P < 0$ , то в данной точке давление меньше атмосферного, т.е. имеется разрежение. Если же  $\Delta P > 0$ , то давление в данной точке больше, чем атмосферное. И, наконец, если  $\Delta P = 0$ , то давление в данной точке профиля равно атмосферному.

Для того чтобы определить избыточное давление одновременно в нескольких точках, пользуются батарейным манометром, который представляет собой набор стеклянных трубок, нижние концы их связаны между собой и сообщены со специальным бачком, к которому подводится атмосферное давление. К верхним концам трубок присоединены гибкие резиновые шланги, соединяющие их со сверлением модели крыла.



*Рис. 25. Измерение давления на поверхности профиля крыла.*

Распределение давления по профилю изображается в виде векторных диаграмм. Для построения векторной диаграммы вычерчивают профиль крыла, размечают на нём точки, в которых измерялось давление, и от этих точек откладывают величины избыточных давлений  $\Delta P$  в виде векторов, перпендикулярных контуру профиля. Если в данной точке давление пониженное, то вектор откладывают стрелкой, направленной от профиля, а если давление повышенное, то вектор направляют к профилю. Затем концы векторов соединяют плавной линией и получают векторную диаграмму распределения давления.



Координатная (a) и векторная (b) диаграммы распределения коэффициента давления по симметричному профилю при  $\alpha=0$ .



– площадь сечения струйки постоянно;  $p=p_\infty$ ,  $V=V_\infty$ ,  $C_p=0$ .



– площадь сечения струйки увеличивается;  $p \uparrow$ , а  $V \downarrow$ ,  $C_p > 0$ .



– площадь сечения струйки уменьшается;  $p \downarrow$ , а  $V \uparrow$ ,  $C_p < 0$ .



– особая точка (точка торможения потока):  $V=0$ ,  $C_p=1$ .

Рис. 26. Векторная диаграмма распределения давления по профилю крыла.

## 2. Полная аэродинамическая сила крыла.

Векторная диаграмма распределения давления показывает, что поток действует на крыло определенным образом.

При обтекании идеальной жидкостью на его поверхность действует только система элементарных сил избыточного давления. В потоке воздуха,

кроме сил давления, возникают еще и силы трения, направленные по касательным к поверхности крыла.

Полная аэродинамическая сила крыла представляет собой равнодействующую системы элементарных сил давления и трения

$R_A = \Sigma \Delta P + \Sigma \Delta F_{TR}$ . Она направлена под некоторым углом к набегающему потоку и определяется как

$$R_A = C_{Ra} S (\rho v^2 / 2),$$

где  $R_A$  – полная аэродинамическая сила крыла,  $H$ ;

$C_{Ra}$  – коэффициент полной аэродинамической силы, величина которого зависит от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане и обработки его поверхности;

$\rho$  – плотность воздуха,  $кг/м^3$ ;

$v$  – скорость полета,  $м/с$ ;

$S$  – площадь крыла в плане,  $м^2$ .

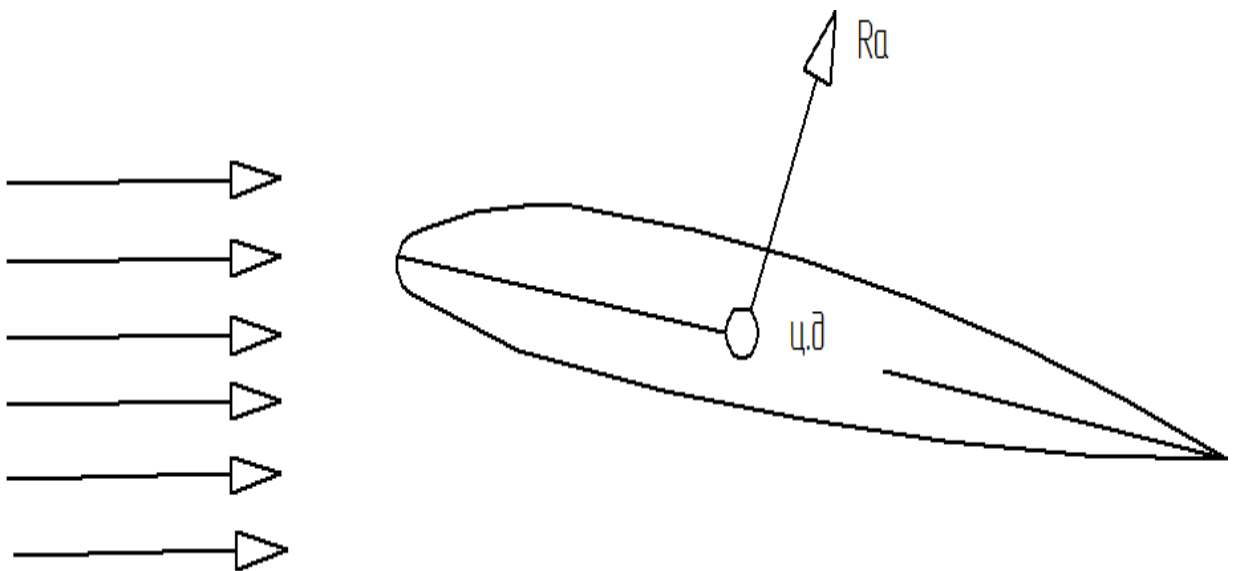


Рис. 27. Полная аэродинамическая сила крыла.

Центром давления крыла называется точка приложения вектора полной аэродинамической силы. Условно центр давления считают расположенным в точке пересечения вектора  $R_A$  с хордой профиля крыла.

При изменении угла атаки крыла меняются распределение давления по профилю, величина и направление полной аэродинамической силы и перемещается центр давления профиля. Закон перемещения центра давления зависит от формы профиля крыла.

Увеличение угла атаки несимметричного профиля сопровождается перемещением центра давления к ребру атаки, и наоборот.

Центр давления симметричного профиля практически не перемещается.

У S-образных профилей центр давления перемещается по обратному закону. Вследствие этого S-образные профили самоустойчивы и применяются для бесхвостых самолётов и самолётов типа «летающее крыло».

Закон перемещения центра давления по хорде является очень важной характеристикой, влияющей на устойчивость и управляемость самолёта.

### **3. Подъемная сила крыла.**

В предложенной Жуковским расчетной схеме крыло заменялось вихрем. Крыло рассматривалось им как тело, вокруг которого образуется циркуляция скорости, обусловленная наличием фиктивного вихря, который был назван присоединенным. При взаимодействии вихря с плоскопараллельным потоком скорости их суммируются. Над крылом скорость частиц увеличивается, под крылом – уменьшается.

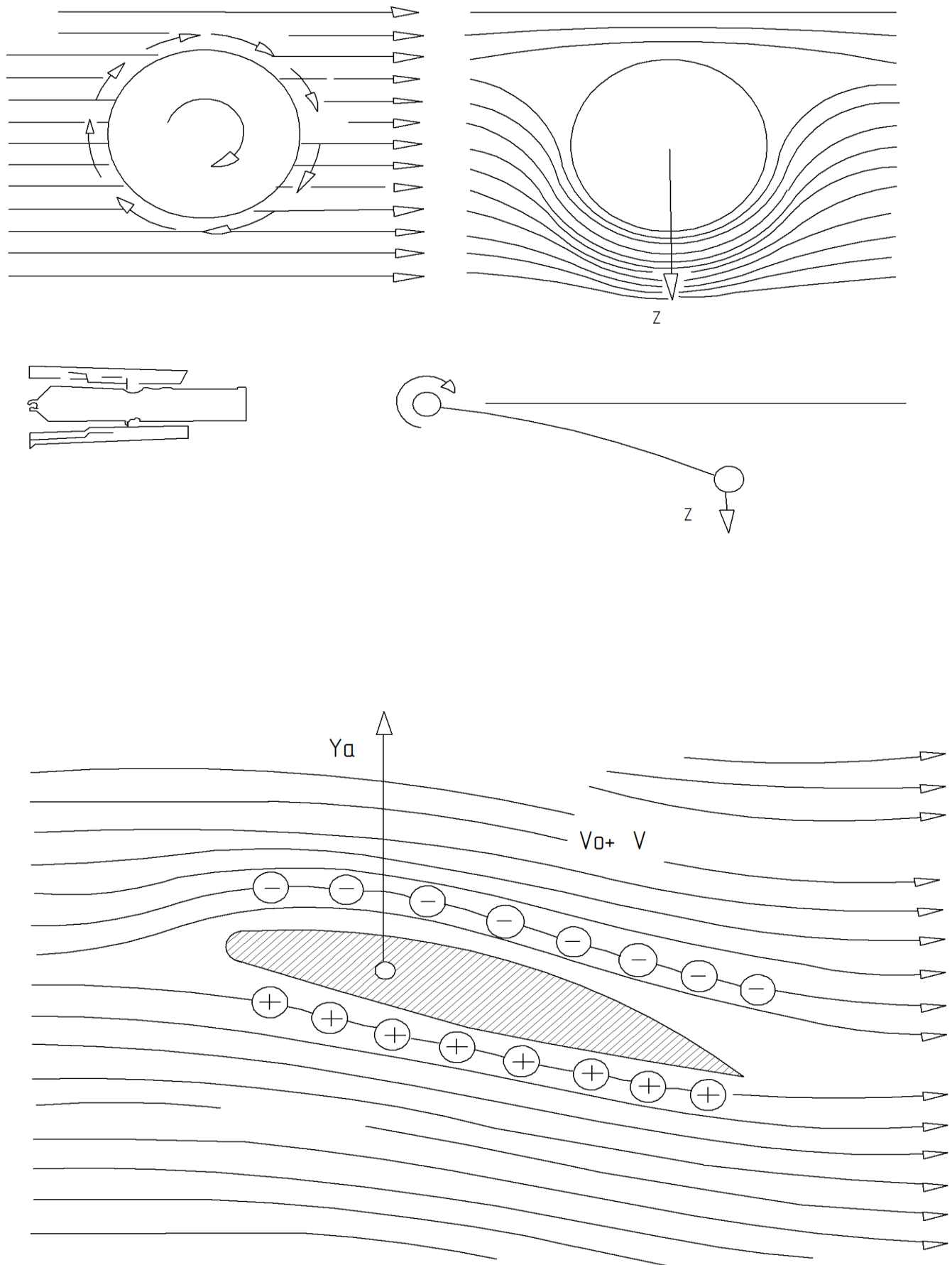


Рис. 28. Взаимодействие вихря с плоскопараллельным потоком.

$$v_1 = v_0 + \Delta v; v_2 = v_0 - \Delta v,$$

где  $v_0$  - скорость плоскопараллельного потока;

$\Delta v$  - скорость вихря;

$v_1$  - скорость над профилем крыла;

$v_2$  - скорость под профилем крыла.

В соответствии с законом Бернулли это приводит к появлению разности давлений под и над крылом, т.е. к созданию подъемной силы. Жуковский вывел теоретическую формулу для определения величины подъемной силы крыла конечного размаха:

$$Y_A = v l \rho \Gamma,$$

где  $v$  - скорость потока, м/с ;

$l$  - размаха крыла, м ;

$\rho$  - плотность, кг/м<sup>3</sup> ;

$\Gamma$  - циркуляция скорости профиля крыла, м<sup>2</sup>/с .

Из формулы видно, что для увеличения подъемной силы крыла при данной скорости полета нужно увеличить циркуляцию скорости  $\Gamma$ . Это достигается увеличением кривизны профиля, управлением пограничным слоем.

Циркуляция скорости  $\Gamma$  пропорциональна хорде  $b$  профиля крыла и скорости потока. Записав коэффициент пропорциональности в виде  $C_{Y_a}/2$  получим

$$\Gamma = (C_{Y_a} b v) / 2;$$

подставим выражение циркуляции скорости в формулу Жуковского для подъемной силы

$$Y_A = \frac{(v l \rho C_{Y_a} b v)}{2},$$

но так как

$$l \cdot b = S, \text{ то } Y_A = C_{Y_a} S (\rho v^2 / 2).$$

Таким образом, получим знакомую формулу подъемной силы. Коэффициент подъемной силы  $C_{y_a}$  определяет зависимость циркуляции скорости, а значит, и подъемной силы, от формы крыла и его положения в потоке.

#### 4. График зависимости коэффициента $C_{y_a} = f(\alpha)$ .

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $C_{y_a} = f(\alpha)$  строится в прямоугольной системе координат.

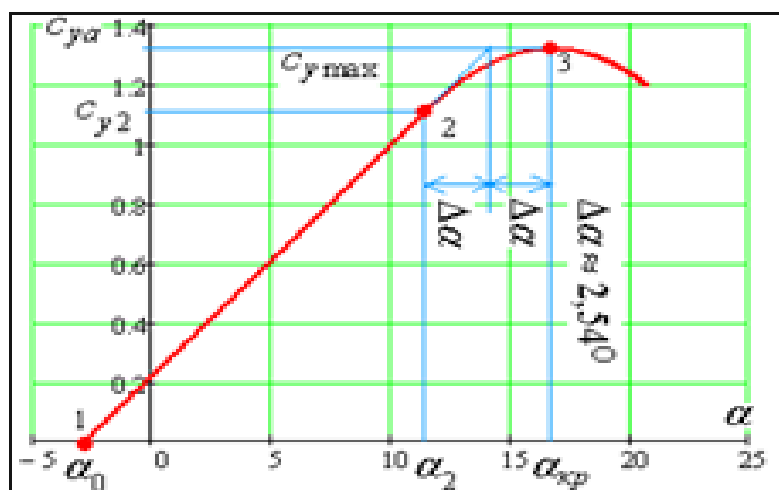


Рис. 29. График зависимости  $C_{y_a} = f(\alpha)$ .

На оси ординат откладывают значения коэффициентов подъемной силы  $C_{y_a}$ , на оси абсцисс – углов атаки  $\alpha$ . С помощью этой характеристики можно определить значение  $C_{y_a}$  для любого угла атаки  $\alpha$ . Прямолинейный участок графика соответствует безотрывному обтеканию крыла, когда увеличению угла атаки  $\alpha$  приводит к пропорциональному увеличению коэффициента  $C_{y_a}$ , так как при увеличении угла атаки усиливается деформация потока и возрастает разность давлений под и над крылом. Угол наклона графика  $\beta$  характеризует скорость изменения  $C_{y_a}$  при изменении  $\alpha$ , так как  $\operatorname{tg} \beta = dC_{y_a} / d\alpha$ .



Криволинейный участок свидетельствует о нарушении прямопропорциональной зависимости между  $\alpha$  и  $C_{Y_a}$ , что связано с началом срывного обтекания крыла.

Дальнейшее увеличение угла атаки  $\alpha$  усиливает срыв потока и вызывает уменьшение  $C_{Y_a}$ .

На кривой  $C_{Y_a} = f(\alpha)$  можно отметить две характерные точки:

*точка I* пересечения графика с осью абсцисс соответствует углу атаки, при котором  $C_{Y_a} = 0$ . Этот угол атаки обозначается  $\alpha_0$  и называется углом нулевой подъемной силы. У симметричных профилей  $\alpha_0 = 0$ , поэтому кривая зависимости  $C_{Y_a} = f(\alpha)$ , проходит через начало координат, у несимметричных  $\alpha_0 = -1^\circ \div -2^\circ$ . При  $\alpha_0$  из-за характерного распределения давлений крыло не создает подъемной силы, и самолет может выполнять только отвесное пикирование;

*точка II* касания графика с прямой, параллельной оси абсцисс (верхняя точка графика), соответствует углу атаки, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения  $C_{Y_a \max}$ . Этот угол атаки обозначается  $\alpha_{кр}$  и называется критическим. Полеты на углах атаки, близких к критическому, опасны, так как из-за срывного обтекания самолет обладает плохой устойчивостью и управляемостью. Срыв потока начинается на углах атаки, несколько меньших критического, но зоны срыва еще не велики, поэтому  $C_{Y_a}$  продолжает медленно увеличиваться.

## Занятие № 4.

### 1. Сила лобового сопротивления.

Сила лобового сопротивления всегда направлена по потоку и возникает из-за разности давлений перед и за крылом, действия сил трения в ПС и скоса потока.

Профильное сопротивление. Все сечения прямоугольного крыла бесконечно большого размаха обтекаются одинаково, так как не испытывают влияние концов. Поэтому его сопротивление не зависит от формы крыла в плане, а определяется только формой профиля. Отсюда и название «профильное».

Профильное сопротивление

$$X_{пр} = X_{д} + X_{тр},$$

где  $X_{д}$  – сопротивление давления;

$X_{тр}$  – сопротивление трения.

Сопротивление давления возникает из-за разности давлений перед и за крылом. Величина разности давлений зависит от формы профиля, которая характеризуется относительными толщиной  $\bar{c}$  и кривизной  $\bar{f}$ . Чем больше  $\bar{c}$  и  $\bar{f}$ , тем сильнее повышается давление при торможении потока перед крылом и тем больше сопротивление давления. Влияние угла атаки на величину сопротивления давления заметно только на больших угла атаки, когда поток сильно деформирован и плавность обтекания нарушается.

Сопротивление трения происходит из-за проявления вязкости воздуха в ПС. Величина сил трения зависит от характера течения воздуха в ПС. В ламинарном ПС силы трения меньше, чем в турбулентном. Поэтому величина сопротивления трения зависит от положения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. На положение точки перехода влияют следующие основные факторы: скорость набегающего потока, шероховатость поверхности профиля и форма профиля.

Увеличение скорости полета, ухудшение состояния поверхности и увеличение кривизны профиля крыла смещают точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный к ребру атаки крыла, т.е. увеличивают

турбулентную часть пограничного слоя. Очевидно, что при этом сопротивление трения будет возрастать.

Для уменьшения сопротивления трения в процессе технического обслуживания и ремонта самолёта необходимо оберегать поверхность крыла от царапин, забоин, вмятин, особенно носовой части профиля, где ПС ламинарный. Так же для уменьшения сопротивления трения применяются так называемые ламинизированные профили. Длина ламинарного участка ПС у такого профиля больше, чем у обычных.

Практически в пределах малых углов атаки коэффициент профильного сопротивления не изменяется, так как сопротивление трения, составляющие до 80% всего профильного сопротивления, от угла атаки не зависят.

Индуктивное сопротивление. Крыло конечного размаха с пространственным характером обтекания создает дополнительное сопротивление, которое называется индуктивным и обозначается  $X_i$ .

Теория индуктивного сопротивления была разработана С.А.Чаплыгиным в 1910 г. Крыло конечного размаха вызывает скос потока. Объясняется это тем, что через концы крыла происходит перетекание воздуха из области повышенного давления, образующейся под крылом, в область пониженного давления, которая расположена над крылом.

Такое перетекание вызывает образование вихревых жгутов (свободных вихрей), сообщающих потоку дополнительную (индуцированную) вертикальную скорость, направленную вниз.

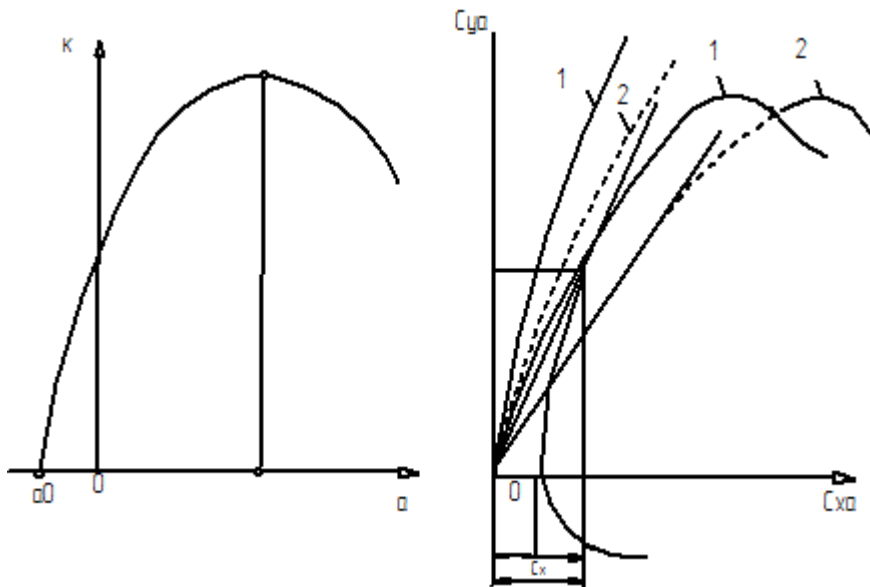


Рис.30. Индуктивное сопротивление.

Истинная скорость потока, обтекающего крыло,  $v_{ист}$  определяется как геометрическая сумма начальной скорости потока  $v_0$  (кажущейся скорости) и индуцированной скорости  $W_{CP}$ .

Вектор истинной скорости оказывается отклоненным вниз на некоторый угол  $\Delta\alpha$ , называемый угол скоса потока. Угол атаки вследствие скоса потока уменьшается

$$\alpha_{ист} = \alpha_0 - \Delta\alpha,$$

где  $\alpha_{ист}$  – истинный угол атаки;

$\alpha_0$  – кажущийся (начальный) угол атаки.

$\Delta\alpha$  – угол скоса потока.

Скос потока вызывает отклонение вектора истинной подъемной силы  $Y_{ист}$  от нормали к потоку. При этом появляется составляющая истинной подъемной силы, направленная по потоку и, следовательно, препятствующая движению крыла. Эта составляющая и называется индуктивным сопротивлением  $X_i$ .

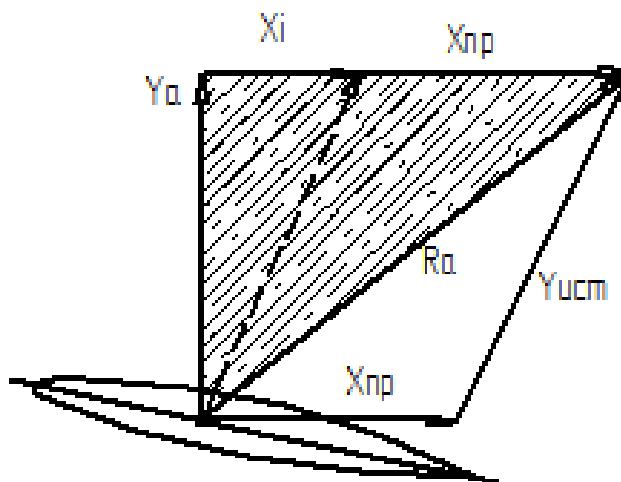


Рис.31. Многоугольник аэродинамических сил крыла.

По схеме сил видно, что с увеличением подъемной силы  $Y_{ист}$  и угла скоса потока индуктивное сопротивление  $X_i$  увеличивается. Угол скоса потока зависит от разности давления под и над крылом, формы крыла в плане и удлинения крыла.

График зависимости  $C_x = f(\alpha)$ . Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки  $C_x = f(\alpha)$  также является аэродинамической характеристикой крыла. Коэффициент лобового сопротивления крыла ни на одном из углов атаки не равен нулю. Это объясняется тем, что коэффициент профильного сопротивления  $C_{x_{np}}$  не может быть равным нулю, так как обтекание профиля без сопротивления невозможно.

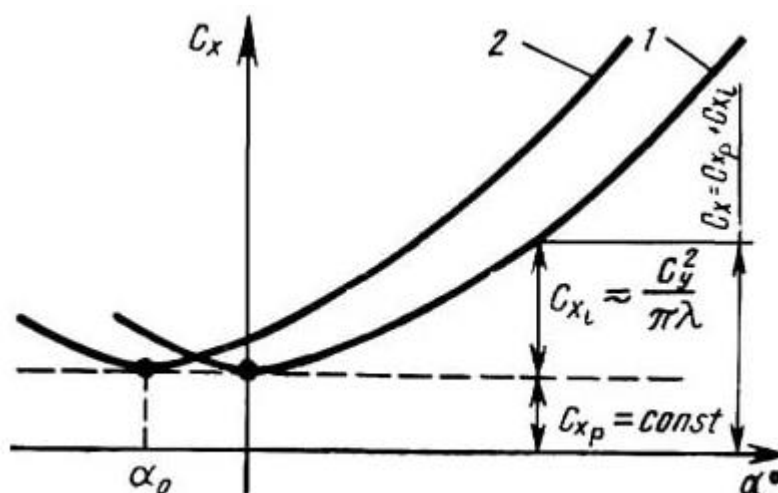


Рис.32. График зависимости  $C_x = f(\alpha)$ . 1-симметричный профиль. 2- несимметричный профиль.

Характерной является нижняя точка III кривой, так как она соответствует углу атаки, при котором  $C_{x a \min}$ , и поэтому крыло имеет наименьшее сопротивление. Этот угол атаки называется углом атаки наименьшего сопротивления и обозначается  $\alpha_x$ . Он почти равен углу атаки нулевой подъемной силы, так как при  $\alpha_0$  крыло, не имея подъемной силы, не создает и индуктивного сопротивления, а профильное сопротивление является для крыла наименьшим  $C_{x a \min} = C_{x a \text{пр}}$ . При изменении угла атаки в обе стороны от  $\alpha_x$  коэффициент лобового сопротивления  $C_{x a}$  увеличивается примерно по параболе за счет увеличения индуктивного сопротивления.

По мере приближения к критическому углу атаки рост  $C_{x \text{пр}}$  ускоряется из-за начинающегося срыва потока. Максимального значения коэффициент лобового сопротивления достигает при угле атаки, близком к  $90^\circ$ , когда крыло превращается в пластинку, поставленную поперек потока. Для современных крыльевых профилей  $C_{x a \text{пр}} = 0,009 \div 0,01$ .

## Занятие № 5.

### 1. Аэродинамическое качество крыла.

Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы крыла к силе лобового сопротивления на данном угле атаки  $K = \frac{Y_A}{X_A}$ . Это отношение показывает, во сколько раз при данном угле атаки подъемная сила крыла больше силы его лобового сопротивления, т.е. дает оценку аэродинамического совершенства крыла. По схеме сил (рис. 27) видно, что отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления равно  $ctg\theta$ . Поэтому угол  $\theta$  называют углом качества  $\frac{Y_A}{X_A} = ctg\theta = K$ .

Из выражения следует, что чем больше угол качества, тем меньше

качество крыла. Отношение аэродинамических сил можно заменить отношением их коэффициентов  $K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}$ .

Откуда видно, что величина аэродинамического качества зависит от тех же факторов, от которых зависят аэродинамические коэффициенты  $C_{y_a}$  и  $C_{x_a}$ , т.е. от угла атаки, формы профиля крыла, формы крыла в плане и обработки поверхности крыла.

На угле атаки нулевой подъемной силы  $K=0$ , так как на этом угле атаки  $C_{y_a}=0$ . С увеличением угла атаки качество крыла вначале увеличивается, а затем уменьшается. Наибольшей величины качество достигает на некотором угле атаки, который называется наивыгоднейшим  $\alpha_{i\lambda}$ . Для крыльев современных самолетов  $\alpha_{HB} = 4 \div 8^\circ$ , а максимальное качество  $K_{\max} = 15 \div 25$ . Например, для самолета Ан-24:  $\alpha_{HB} = 6^\circ$ ,  $K_{\max} = 17,2$ ; для Ту-154:  $\alpha_{HB} = 5,7^\circ$ ,  $K_{\max} = 15$ .

Величина аэродинамического качества во многом зависит от геометрических характеристик крыла. С увеличением относительной толщины и кривизны профиля качество его уменьшается, так как коэффициент лобового сопротивления растет быстрее коэффициента подъемной силы.

Форма крыла в плане влияет главным образом на величину индуктивного сопротивления. С увеличением удлинения крыла индуктивное сопротивление его уменьшается, что приводит к повышению аэродинамического качества крыла. Качество крыльев планеров благодаря большим значениям  $\lambda$  доходит до 30 и более.

Аэродинамическое качество зависит и от состояния поверхности крыла. Об этом нельзя забывать при выполнении работ по техническому обслуживанию самолета.

## 2. График зависимости качества от угла атаки.

$K = z(\alpha)$  представлена на рисунке. При угле атаки нулевой подъемной силы  $K=0$ , так как  $C_{Ya}=0$ . Увеличение угла атаки до  $\alpha_{HB}$  вызывает увеличение аэродинамического качества. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к уменьшению качества.

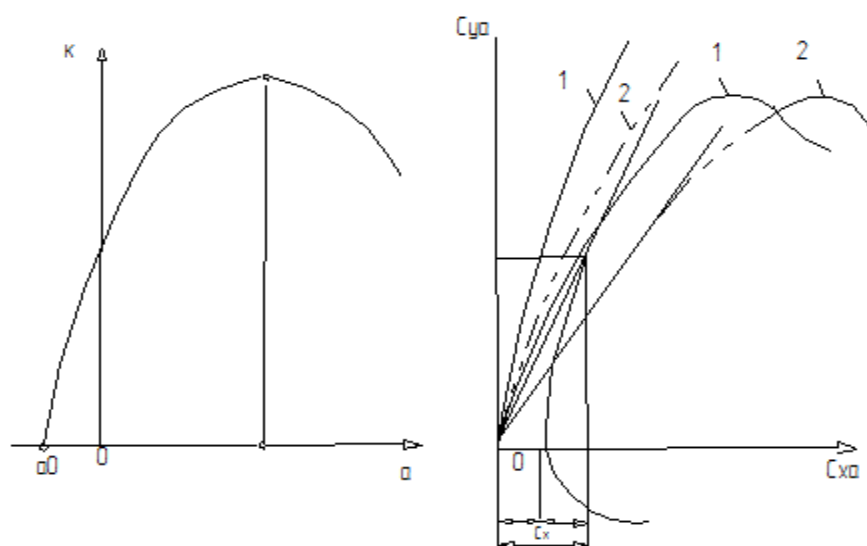


Рис.33. Зависимость  $K = z(\alpha)$ .

Характерной является верхняя точка *IV* кривой. Соответствующий ей угол атаки называется наивыгоднейшим, так как при этом угле атаки аэродинамическое качество крыла максимально.

## 3. Поляра крыла.

Кривая, выражающая зависимость между коэффициентами  $C_{Ya}$  и  $C_{Xa}$ , называется полярной и является важнейшей аэродинамической характеристикой крыла. Для построения поляры проводятся две взаимно перпендикулярные оси. По графикам  $C_{Ya} = f(\alpha)$  и  $C_{Xa} = f(\alpha)$  для каждого угла атаки определяют соответствующие аэродинамические коэффициенты и откладывают на оси ординат значения  $C_{Ya}$ , а на оси абсцисс -  $C_{Xa}$ .



Каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки. Поляра крыла дает возможность определить значение коэффициентов  $C_{Y_a}$ ,  $C_{X_a}$ ,  $C_{R_a}$  для любого угла атаки. Коэффициенты  $C_{Y_a}$ ,  $C_{X_a}$  и  $C_{R_a}$  пропорциональны соответствующим аэродинамическим силам, поэтому угол, заключенный между векторами  $C_{Y_a}$  и  $C_{R_a}$ , является углом качества  $\theta$ .

Так как коэффициент  $C_{X_a}$  обычно в несколько раз меньше, чем  $C_{Y_a}$ , то поляра, построенная в одинаковых масштабах, имеет в диапазоне лётных углов атаки незначительную кривизну, что затрудняет определение по ней  $C_{X_a}$ . Поэтому во многих случаях масштаб для  $C_{X_a}$  принято брать в 5 раз больше, чем для  $C_{Y_a}$ .

Не следует забывать, что поляра, построенная в разных масштабах, оказывается искажённой, и поэтому на ней непосредственно нельзя измерять углы качества и коэффициенты полной аэродинамической силы.

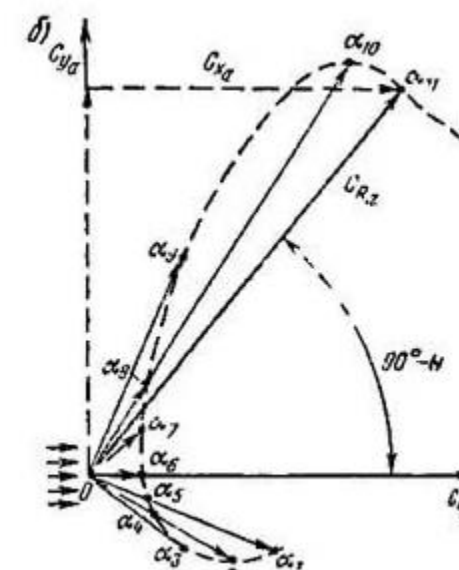


Рис.34. Поляра крыла

По поляре крыла можно определить следующие характерные углы

атаки: *точка I* пересечения полярны с осью абсцисс соответствует углу атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$ . При этом угле атаки коэффициент  $C_{Y_a} = 0$ ;  $\alpha_0 = -2 \div 0^\circ$ ; угол атаки наименьшего сопротивления  $\alpha_x$  находится в *точке III* касания полярны с прямой, параллельной оси ординат,  $\alpha_x = -1 \div 0^\circ$ ; *точка IV* касания полярны с прямой, проведенной из начала координат, соответствует наивыгоднейшему углу атаки  $\alpha_{HB}$ ; угол качества на этом угле атаки минимальный, а аэродинамическое качество максимально,  $\alpha_{HB} = 4 \div 8^\circ$ ;  $K = 15 \div 25$ ; критический угол атаки  $\alpha_{KP}$  определяется *точкой II* касания полярны с прямой, параллельной оси абсцисс. При этом угле атаки коэффициент подъемной силы  $C_{Y_a \max}$ , критический угол атаки  $\alpha_{KP} = 12 \div 18^\circ$ ;  $C_{Y_a \max} = 0,9 \div 1,4$ .

## Занятие № 6.

### 1. Механизация крыла, назначение, разновидности.

Механизация крыла представляет собой специальные конструктивные устройства, с помощью которых геометрическая конфигурация, спектр обтекания крыла и его аэродинамические характеристики могут, изменяться в заданном направлении.

Например, тонкое стреловидное крыло малого удлинения, обеспечивающее большие скорости полёта, имеет малую несущую способность и не гарантирует безопасность при малых скоростях. Поэтому основным назначением механизации является улучшение взлётно-посадочных характеристик самолёта за счёт увеличения несущей способности крыла и аэродинамического торможения самолёта.

Кроме того, механизация служит для улучшения устойчивости и управляемости самолёта на посадочных и взлётных режимах (на больших

углах атаки). С этой целью используются устройства, предотвращающий срыв потока.

Существуют следующие виды механизации крыла: закрылки, щитки, предкрылки, управление пограничным слоем, реактивные закрылки, носки.

## 2. Средства увлечения несущей способности крыла.

Несущая способность крыла зависит от его площади и коэффициента подъёмной силы.

Из формулы  $Y_A = C_{Y_a} \cdot S (\rho v^2 / 2)$  видно, что тем больше произведение  $C_{Y_a} \cdot S$ , тем большую подъёмную силу будет создавать крыло при данном значении скоростного напора и тем больше его несущая способность. Увеличение несущей способности приводит к уменьшению посадочной скорости, скорости отрыва, длины пробега и длины разбега самолёта.

Увеличение несущей способности крыла достигается изменением геометрии крыла в плане, управлением пограничным слоем, увеличением кривизны профиля крыла, созданием дополнительных поддерживающих сил.

Изменение геометрии крыла в плане как способ увеличения несущей способности крыла было применено в 1932 году во Франции конструктором Махониным, который построил самолёт с раздвижным по размаху крылом. Конструктивное исполнение такого крыла очень сложно. Более доступным конструктивным средством изменения геометрии крыла (увеличением его площади) являются выдвигаемые закрылки.

На самолётах со стреловидным крылом увеличение несущей способности крыла можно обеспечить уменьшением угла стреловидности  $\chi^0$ . При уменьшении стреловидности поворотом крыла увеличиваются размах, удлинение, эффективная площадь и относительная толщина профилей крыла. Применение крыла изменяемой геометрии уменьшает скорости посадки и отрыва на 40-60%, а длину пробега и разбега в 2-2,5 раза.

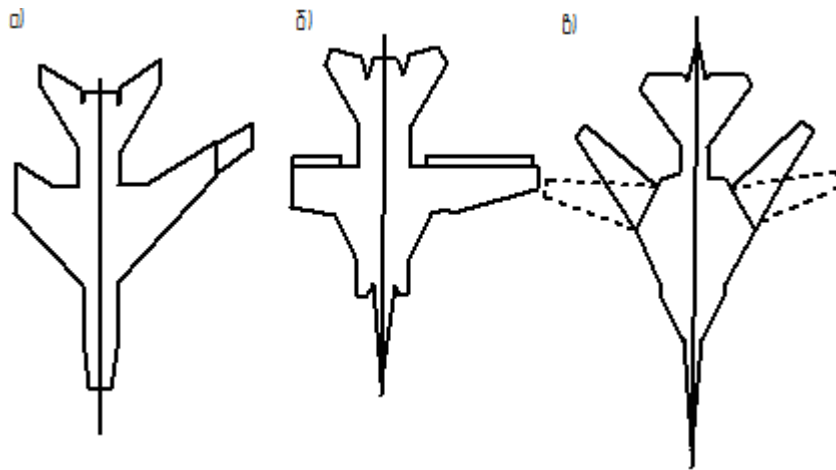


Рис.35. Изменение геометрии крыла.

Управлением пограничным слоем (УПС). Идея УПС была высказана С. А. Чаплыгиным в 1914г. УПС применяется для обеспечения безотрывного обтекания крыла в большом диапазоне углов атаки за счёт увеличения кинетической энергии пограничного слоя.

Аэродинамический эффект УПС состоит в увеличении критического угла атаки и  $C_{Ya \max}$ .

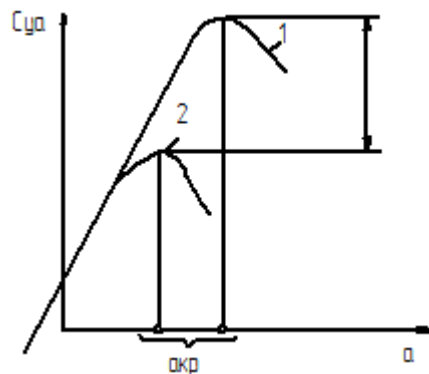


Рис.36. Аэродинамический эффект УПС.

УПС может осуществляться с помощью предкрылков, носовых щитков, сдуванием и отсасыванием ПС, движением поверхности крыла и другими средствами.

Самым простым средством УПС являются предкрылки, представляющие собой крылообразные элементы, расположение вдоль

передней кромки крыла. Предкрылки бывают фиксированные, управляемые и автоматические. Фиксированные предкрылки постоянно закреплены на некотором расстоянии перед ребром атаки крыла. Автоматические предкрылки при полёте на малых углах атаки плотно прижаты к крылу силами аэродинамического давления, а на больших углах атаки автоматически выдвигаются (отсасываются) из-за появления над ними разряжения.

Между крылом и предкрылком образуется профилированная щель, через которую проходит струя воздуха. Щель профилируется так, что скорость струи увеличивается, и она, вытекает с большой скоростью на верхнюю поверхность крыла, сообщает пограничному слою дополнительную кинетическую энергию. Скорость движения частиц в пограничном слое возрастает. Это препятствует набуханию и отрыву ПС с верхней поверхности крыла. Критический угол атаки увеличивается на  $10-15^\circ$ , а коэффициент подъёмной силы на 50% (рис. 36). На современных самолётах предкрылки устанавливаются не по всему размаху крыла, а только на его концах. Применение концевых предкрылков предотвращает или затягивает срыв потока на концах крыла, улучшая условия работы элеронов и их эффективность. При этом  $C_{Y_a}$  крыла остаётся постоянным на некотором диапазоне закритических углов атаки, так как увеличение  $C_{Y_a}$  на участке крыла с предкрылками компенсирует падение его на участке крыла, где предкрылок отсутствует. Это обеспечивает безопасность посадки при  $\alpha_{кр}$ .

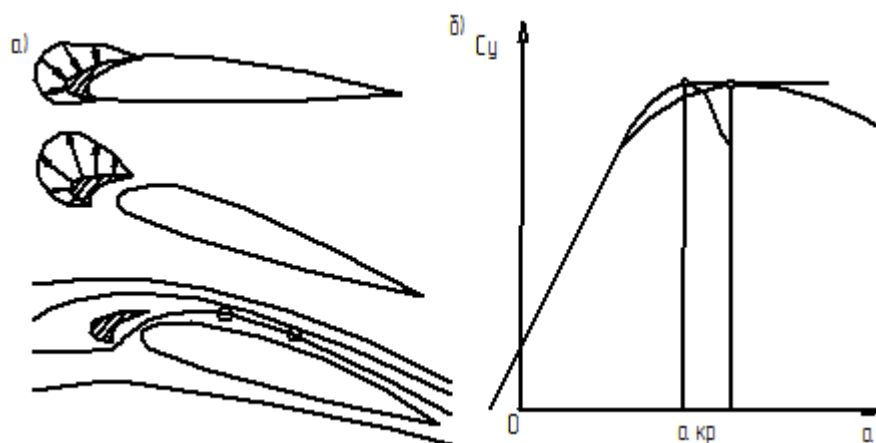


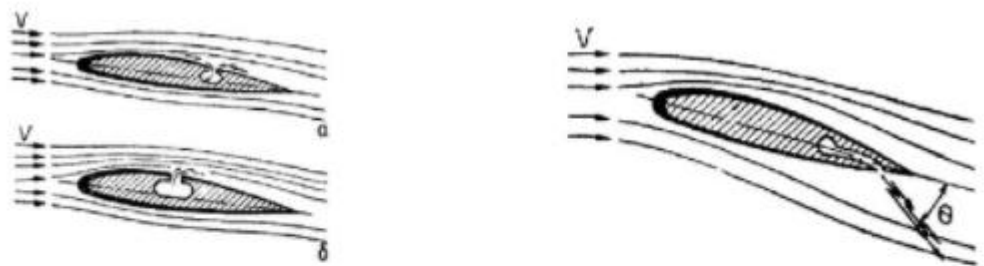
Рис.37. Предкрылок.

В настоящее время существует множество способов УПС, направленных на то, чтобы затянуть срыв потока, т.е. переместить назад ближе к задней кромке крыла точку отрыва ПС и тем увеличить  $C_{Ya \max}$ .

Носовые щитки и отклоняемые носки применяют на профилях с острой передней кромкой. Отклонение их на больших углах атаки, предотвращает срыв потока с острой кромки.

Сдувание ПС увеличивает кинетическую энергию частиц в ПС. Прорезь, подводящая струю, должна быть направлена по касательной к поверхности крыла. Наибольший эффект даёт струя, направленная на отклонённый закрылок. Этот же эффект используется в щелевых закрылках.

Отсасывание ПС осуществляется через щели, сообщающие поток с внутренней полостью крыла, в которой поддерживается низкое давление. Отсасывание так же увеличивает кинетическую энергию ПС, т.е. повышает его скорость и понижает давление в потоке над крылом.



- 1 – отверстия для выхода сдувающего воздуха,
- 2- сдувающий воздух,
- 3- набегающий поток.

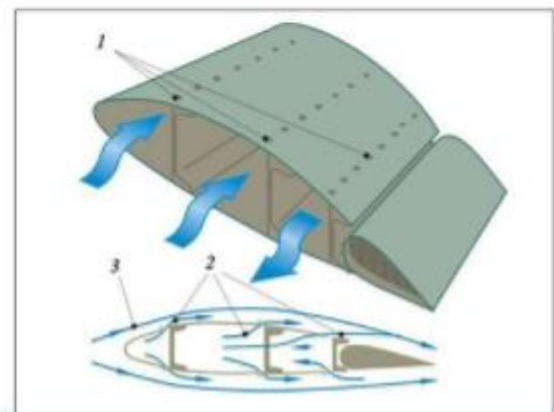
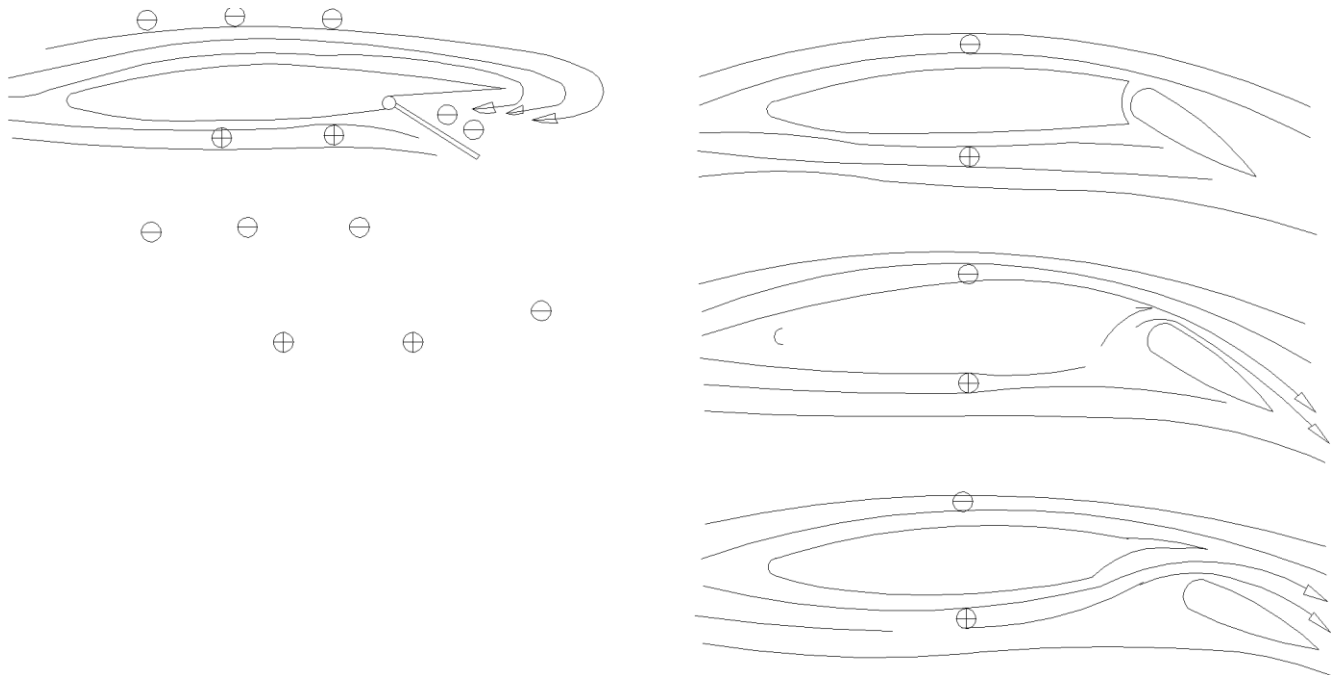


Рис.38. УПС

Турбулизаторы представляют собой ряд профилей-лопаток. Выступают они из крыла на толщину ПС и перемешивают его с незаторможенным потоком. Это вызывает приток энергии в ПС. Точка отрыва смещается назад, что так же увеличивает  $C_{Ya \max}$ .

Увеличение кривизны профиля приводит к увеличению деформации потока, обтекающего профиль крыла. Скорость частиц над профилем увеличивается, а под ним – уменьшается, возрастает разность давлений и увеличивается коэффициент  $C_{Ya}$ . На этом принципе основано применение щитков и закрылков.



*Рис.39. Увеличение кривизны профиля.*

Щитки представляют собой плоские, отклоняющие вниз части нижней поверхности крыла, расположенные вдоль размаха крыла у его задней кромки. По конструктивному исполнению щитки бывают простые (отклоняемые) и со скользящей осью (выдвижные). При взлёте самолёта щитки отклоняются на  $15-20^\circ$ , а при посадке на  $50-60^\circ$ .

Увеличение  $C_{Ya}$  при отклонении простых щитков объясняется: 1) увеличением кривизны профиля; 2) УПС. При использовании щитков

увеличение  $C_{Y a \max}$  составляет более 50% при незначительном (на  $1-2^\circ$ ) уменьшении критического угла атаки. При отклонении щитка со скользящей осью увеличивается протяжённость зоны повышенного давления под крылом и прирост  $\Delta C_{Y a \max}$  получается больше, чем у крыла с простым щитком.

При отклонении щитка одновременно с увеличением коэффициента подъёмной силы увеличивается и коэффициент лобового сопротивления. Это уменьшает аэродинамическое качество крыла, обеспечивая большую крутизну планирования и более эффективное торможение самолёта при пробеге.

Закрылки представляют собой хвостовую часть крыла, имеющую возможность отклоняться вниз. Угол отклонения закрылков: при взлёте самолёта  $\delta_3 = 15 \div 20^\circ$ ; при посадке  $\delta_3 = 40 \div 60^\circ$ . Применяются поворотные, щелевые и выдвигаемые закрылки.

Увеличение  $C_{Y a \max}$  при отклонении поворотного закрылка достигается главным образом за счёт увеличения кривизны профиля. При отклонении поворотных закрылков коэффициент подъёмной силы  $C_{Y a \max}$  возрастает в среднем на 50-70%, а критический угол атаки уменьшается на  $2 \div 5^\circ$ . При отклонении закрылка, как и при отклонении щитка, аэродинамическое качество уменьшается.

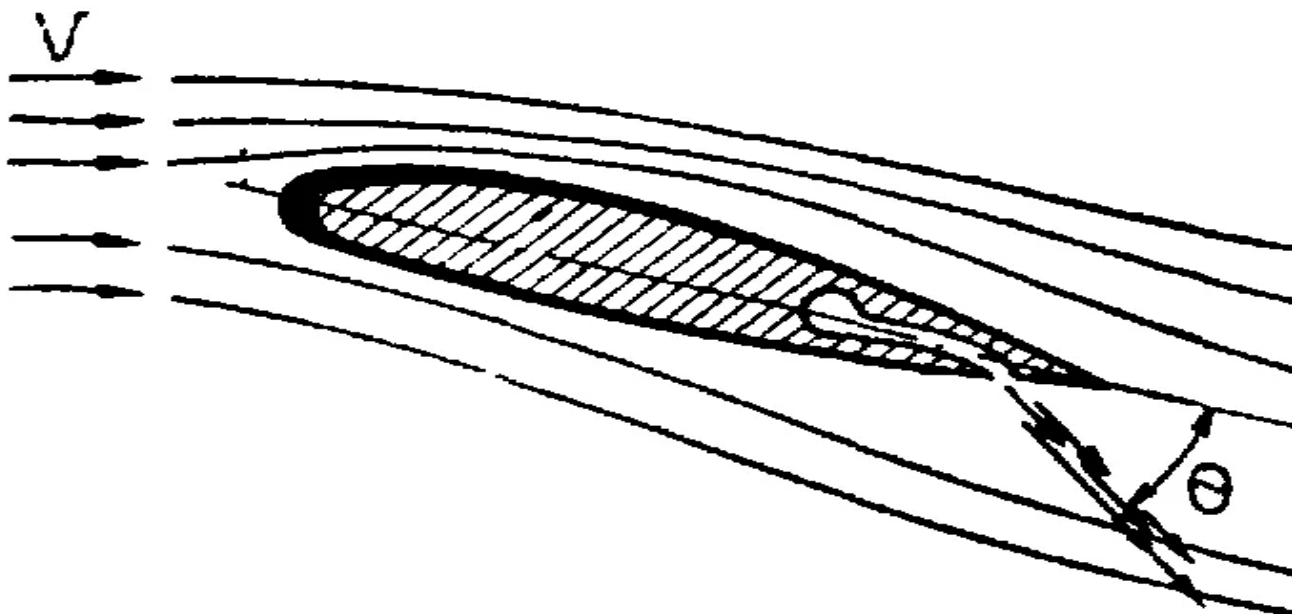
Щелевыми называют такие закрылки, при отклонении которых образуется профилированная щель. При наличии щели между носком закрылков и крылом эффективность действия закрылков увеличивается. так как  $C_{Y a}$  возрастает не только за счёт увеличения кривизны профиля, но и за счёт УПС (щелевой эффект).

Выдвигаемые закрылки увеличивают несущую способность крыла за счёт увеличения кривизны профиля, УПС (щелевой эффект) и увеличения площади крыла.

На современных самолётах широко применяются двух- и



многочелевые выдвижные закрылки, которые дают прирост  $C_{Y_a \max}$  более чем на 100%. Создание дополнительных поддерживающих сил осуществляется с помощью реактивных закрылков. Струя воздуха или газов, вытекающая с большой скоростью под некоторым углом к нижней поверхности крыла через щель в его задней кромке, создаёт поддерживающую силу.



*Рис.40. Реактивный закрылок.*

При использовании реактивного закрылка несущая способность крыла увеличивается за счёт реакции вытекающей струи и изменений потока, обтекающего крыло. По теоретическим расчётам  $C_{Y_a \max}$  может достигать 11-12. Это обеспечивает возможность взлёта и посадки с укороченным разбегом и пробегом, но из-за нарушения расчётного режима работы вблизи земли реактивные закрылки не имеют пока широкого применения и находятся в стадии теоретических и экспериментальных разработок.

Механизация крыла, кроме увеличения  $C_{Y_a}$ , повышает так же и коэффициент  $C_{X_a}$ . При этом его увеличение происходит интенсивнее, чем  $C_{Y_a}$ , вследствие чего аэродинамическое качество крыла при применении

механизации уменьшается. Этим и объясняется частичное использование механизации на взлёте, когда необходимо иметь возможно большее значение аэродинамического качества.

### 3. Средства увеличения $C_{x a}$ .

Для увеличения крутизны планирования, повышения эффективности торможения на пробеге, улучшения манёвренности самолёта бывает необходимо кратковременно увеличивать коэффициент лобового сопротивления  $C_{x a}$  с помощью специальных тормозных щитков, парашютов или одновременным отклонением на правом и левом полукрыльях гасителей подъёмной силы, которые представляют собой узкие пластины, устанавливающиеся в потоке перпендикулярно верхней поверхности крыла. Принцип действия их основан на срыве потока с верхней поверхности крыла, вследствие чего уменьшается  $C_{y a}$  и увеличивается  $C_{x a}$ .

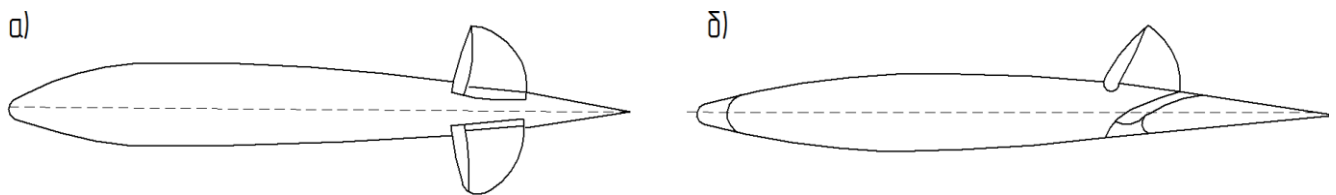


Рис.41. Средства увеличения  $C_{x a}$ .

### 4. Средства улучшения устойчивости и управляемости.

Устройства, управляющие пограничным слоем: предкрылки 1, отклоняемые носки 2, носовые щитки 3, турбулизаторы 4 - предотвращают концевые срывы потока и поэтому не только увеличивают  $C_{y a \max}$ , но и улучшают боковую устойчивость и управляемость самолёта на больших углах атаки. Этому же способствует элементы конструкции, формирующие

вихри и препятствующие перетеканию пограничного слоя к концам крыла, аэродинамические гребни 5, «запилы» 6 и «изломы» 7 передних кромок крыла.

Боковая управляемость самолёта может быть осуществлена за счёт использования интерцепторов 8. Он представляет собой пластину, которая, отклоняясь вверх, изменяет спектр обтекания крыла, уменьшает  $C_{Y_a}$  и создаёт управляющий момент по крену.

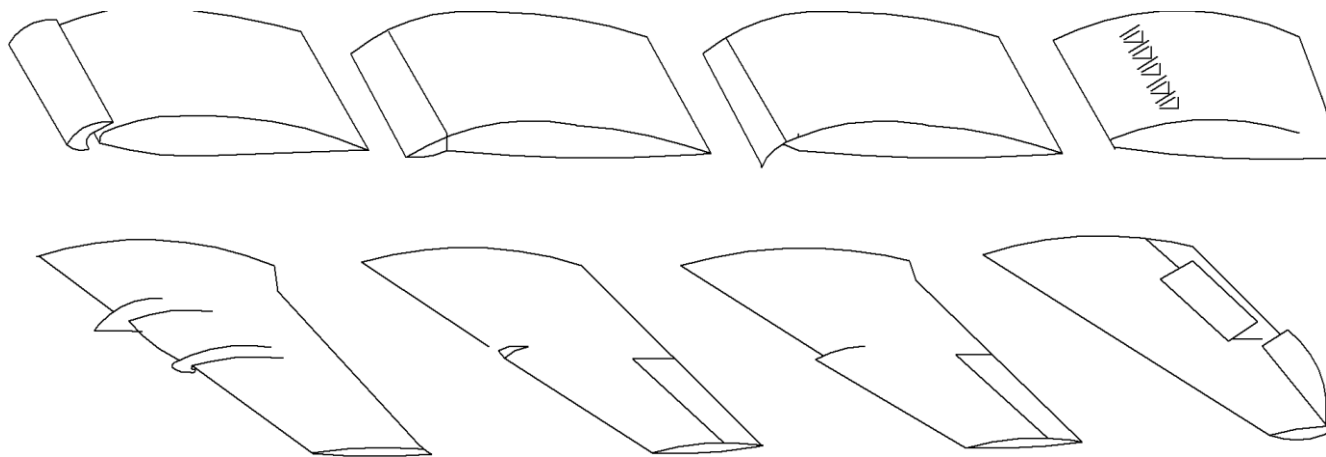


Рис.42. Средства улучшения устойчивости и управляемости.

Примеры механизации крыла. Часто применяют очень эффективные выдвижные многощелевые закрылки. Двухщелевой закрылок самолёта АН-24 на взлёте отклоняется на  $15^{\circ}$  и при  $v < 250 \text{ км/ч}$  даже уменьшает  $C_{X_a}$  при одновременном увеличении  $C_{Y_a}$  в  $1,5 \div 2$  раза. При посадке закрылок отклоняется на  $38^{\circ}$ , увеличивая  $C_{Y_a}$  в 3 раза, а  $C_{X_a}$  в 5 раз. Это обеспечивает малую посадочную скорость и сокращение длины посадочной дистанции.

На современных самолётах для получения заданных ВПХ самолёта на одном крыле применяют несколько различных видов механизации. Примером является крыло самолёта ТУ-154, которое имеет предкрылки, многощелевые закрылки, интерцепторы.

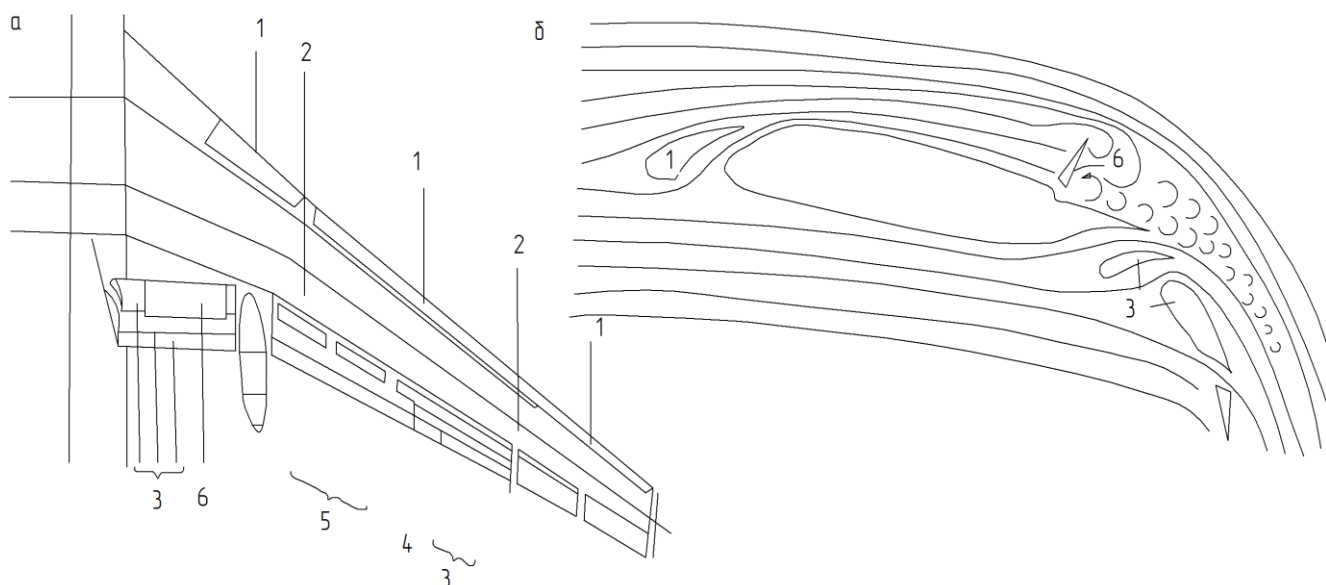


Рис.43. Механизация крыла самолёта ТУ-154.

Предкрылок 1 самолёта ТУ-154 на больших углах атаки отклоняется на угол  $18,5^{\circ}$ , обеспечивая безотрывное обтекание крыла и хорошую эффективность элеронов. Концевые срывы потока предотвращаются аэродинамическими гребнями 2.

Выдвижной многощелевой закрылок 3 служит для увеличения несущей способности крыла. Профиль закрылка образуется из трёх звеньев: дефлектора, среднего звена и хвостика. При малых углах отклонения щели между звеньями отсутствуют, при  $\delta_3 > 25^{\circ}$  образуются две профилированные щели, а при  $\delta_3 = 45^{\circ}$  закрылок становится трёхщелевым,  $C_{Y_a}$  увеличивается почти в 2 раза.

Внутренние гасители подъёмной силы 6 используются при посадке. При одновременном отклонении они резко уменьшают аэродинамическое качество и за счёт этого сокращают длину пробега. Средние 5 применяются не только на пробеге, но и при нормальном, и экстренном снижении.

Внешние интерцепторы 4 используются только в системе поперечной управляемости самолёта: при повороте штурвала интерцептор опущенного крыла одновременно с элероном отклоняется вверх.

## Занятие № 7.

### 1. Аэродинамика самолета.

#### а) подъемная сила и сила лобового сопротивления.

Считается, что подъемная сила самолёта численно равна подъемной силе крыла. Поэтому крыло называют несущей частью самолёта:  $Y_{A\text{сам}} = Y_{A\text{кр}}$ . А так как аэродинамические силы пропорциональны своим коэффициентам, то  $C_{Y\text{а сам}} = C_{Y\text{а кр}}$ .

Экспериментально установлено, что сопротивление самолёта не равно сумме сопротивлений его частей. Лобовое сопротивление самолета складывается из сопротивлений отдельных его частей, находящихся в потоке воздуха и сопротивления, вызванного взаимным влиянием частей самолета (интерференцией)

$$X_{A\text{сам}} = X_{A\text{кр}} + X_{A\text{ф}} + X_{A\text{опер}} + X_{A\text{с.у.}} + \dots + X_{A\text{интерф.}}$$

Разность между сопротивлением самолета и сопротивлением его крыла называется вредным сопротивлением:

$$X_{A\text{вр}} = X_{A\text{сам}} - X_{A\text{кр}};$$

$$X_{A\text{вр}} = X_{A\text{ф}} + X_{A\text{опер}} + X_{A\text{с.у.}} + \dots + X_{A\text{интерф.}}$$

Таким образом, лобовое сопротивление самолета больше лобового сопротивления крыла на величину вредного сопротивления

$$X_{A\text{сам}} = X_{A\text{кр}} + X_{A\text{вр}};$$

или

$$C_{X\text{а сам}} = C_{X\text{а кр}} + C_{X\text{а вр}}.$$

В диапазоне летных углов атаки коэффициент вредного сопротивления изменяется незначительно, поэтому его величину можно считать постоянной, не зависящей от углов атаки. Для современных самолётов  $C_{X\text{а сам}} = 0,008 \div 0,016$ .

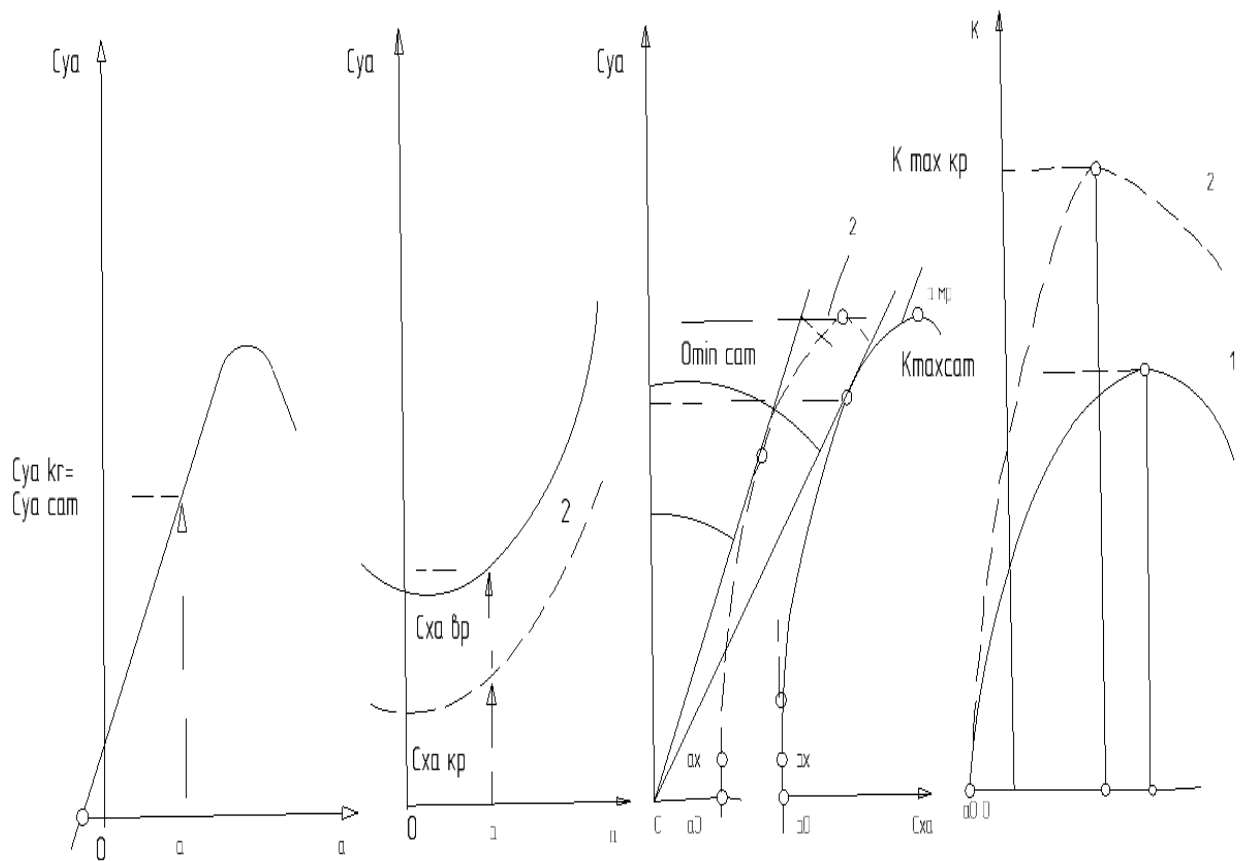


Рис.44. Аэродинамические характеристики самолёта.

### б) интерференция частей самолета.

Интерференция - это взаимное влияние частей самолёта. Интерференция возникает вследствие взаимодействия потоков, обтекающих близко расположенные части самолета. Если интерференция уменьшает суммарное сопротивление частей самолета, то она считается полезной (положительной), если увеличивает - вредной (отрицательной). При обтекании частей самолета возникает обычно отрицательная интерференция. В системах крыло - фюзеляж, крыло - гондола, оперение - фюзеляж интерференция возникает из-за разных скоростей течения струек в потоках, обтекающих соседние части самолета, так как это приводит к завихрению и отрыву пограничного слоя. Завихрения и вредное взаимное влияние частей самолета усиливаются, если при их сопряжении возникает диффузорное расширение потока.

### в) средства уменьшения сопротивления самолета.

Для уменьшения сопротивления самолета совершенствуют его

аэродинамические формы, улучшают состояние поверхности, герметизируют конструкцию.

Улучшение аэродинамических форм самолета достигается уменьшением количества частей, обтекаемых потоком воздуха; совершенствованием формы всех частей самолета; уменьшением интерференции.

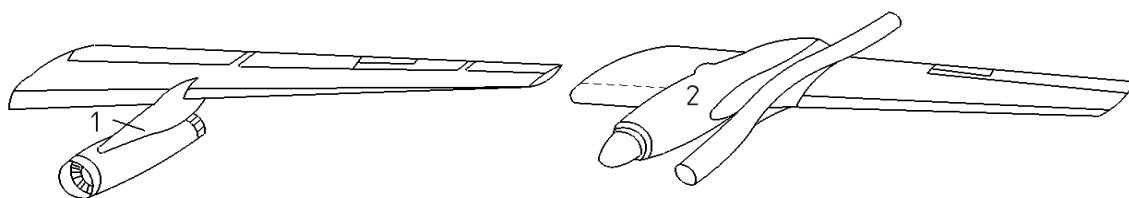
Идеальная схема самолета с точки зрения аэродинамики – «летающее крыло». Такой самолет не имеет несущих частей, но он не получил широкого распространения из-за плохих взлетно-посадочных характеристик, сложности обеспечения балансировки и управляемости.

Большинство современных самолётов строят по схеме свободного несущего моноплана, без стоек, подкосов, расчалок. Шасси в полёте убирается. Грузы размещаются внутри фюзеляжа. Аэродинамическая форма всех частей самолёта выбирается в соответствии со скоростью полёта.

Величина установочного угла выбирается так, чтобы фюзеляж давал наименьшее сопротивление при углах атаки, на которых чаще всего происходит полёт самолёта.

Фонарь кабины и другие надстройки по возможности «вписываются» в контур фюзеляжа. Силовые установки размещаются внутри фюзеляжа или в удобообтекаемых гондолах. Для уменьшения сопротивления трения применяют ламинаризованные формы. Уменьшение интерференции достигается рациональной аэродинамической компоновкой и постановкой зализов.

Наименьшая интерференция крыла и фюзеляжа обеспечивается при среднем расположении крыла, и поэтому аэродинамическое качество среднепланов на 4-5% больше, чем у высокопланов. Интерференцию силовых установок и крыла можно уменьшить, если гондолы двигателей разместить под крылом на пилонах 1. Зализы 2 обеспечивают плавное сопряжение частей самолета и уменьшают угол расширения потока. Это уменьшает градиент скорости соседних струек, предотвращает образование завихрений и срывов потока.



*Рис.45. Средства уменьшения отрицательной интерференции.*

Состояние поверхности самолета влияет на пограничный слой и сопротивление трения. Для уменьшения сопротивления трения обшивку

делают гладкой, заклёпки потайными.

Обледенение самолёта искажает форму его частей, увеличивают шероховатость поверхности, может вызвать механические повреждения обшивки. Для исключения этого опасного явления и его последствий все современные самолёты оборудуются противообледенительными системами.

Небрежная покраска самолёта во время ремонта, эксплуатация на пыльных аэродромах увеличивают шероховатость поверхности. В результате этого сопротивление трения может увеличиться на 10-15%. Чтобы избежать повреждения обшивки при техническом обслуживании, ходить по поверхности самолета разрешается только в мягкой обуви.

Герметизация конструкции самолета исключает возможность протекания воздуха через щели между ее элементами, завихрения потока и создание дополнительных сопротивлений. За счёт герметизации сопротивление самолёта может быть уменьшено на 8-12%. Нарушение в полёте режимных ограничений (например, повышение максимальной скорости) может вызвать появление чрезмерно больших общих и местных нагрузок, которые приводят к искажению форм частей самолёта, появлению вмятин и волнистости на обшивке. От сопротивления самолёта зависит экономичность полёта.

Если на поверхности самолета образуются вмятины, царапины, нарушится герметичность конструкции из-за неплотного закрытия дверей, створок, люков или в полете возникает обледенение, то сопротивление самолета увеличится, а аэродинамическое качество уменьшится. Все это приведёт к увеличению расхода топлива в полете, уменьшению экономической отдачи самолета.

Неграмотное пилотирование самолёта, небрежное ТО, низкое качество ремонта могут свести на нет усилия конструктора, направленные на уменьшение сопротивления самолёта и повышение его экономичности.

### г) аэродинамическое качество самолета.

Аэродинамическим качеством самолета называется отношение подъемной силы самолёта к силе лобового сопротивления самолета на данном угле атаки:

$$K_{сам} = Y_{А сам} / X_{А сам} \text{ или } K_{сам} = C_{Y а сам} / C_{X а сам} .$$

На угле атаки нулевой подъемной силы  $C_{Y а сам} = C_{X а кр} = 0$  и  $K_{\text{н\ddot{a}l}} = K_{\text{e\ddot{d}}} = 0$ . Это единственный угол атаки, на котором  $K_{сам} = K_{кр}$ .

Аэродинамическое качество самолёта на других углах атаки всегда меньше, чем аэродинамическое качество его крыла,  $K_{сам} < K_{кр}$ , так как при равных значениях  $C_{Y а} \quad C_{X а сам} > C_{X а кр}$  на величину вредного сопротивления. Поэтому  $K = z(\alpha)$  для самолёта проходит ниже того же графика для крыла.



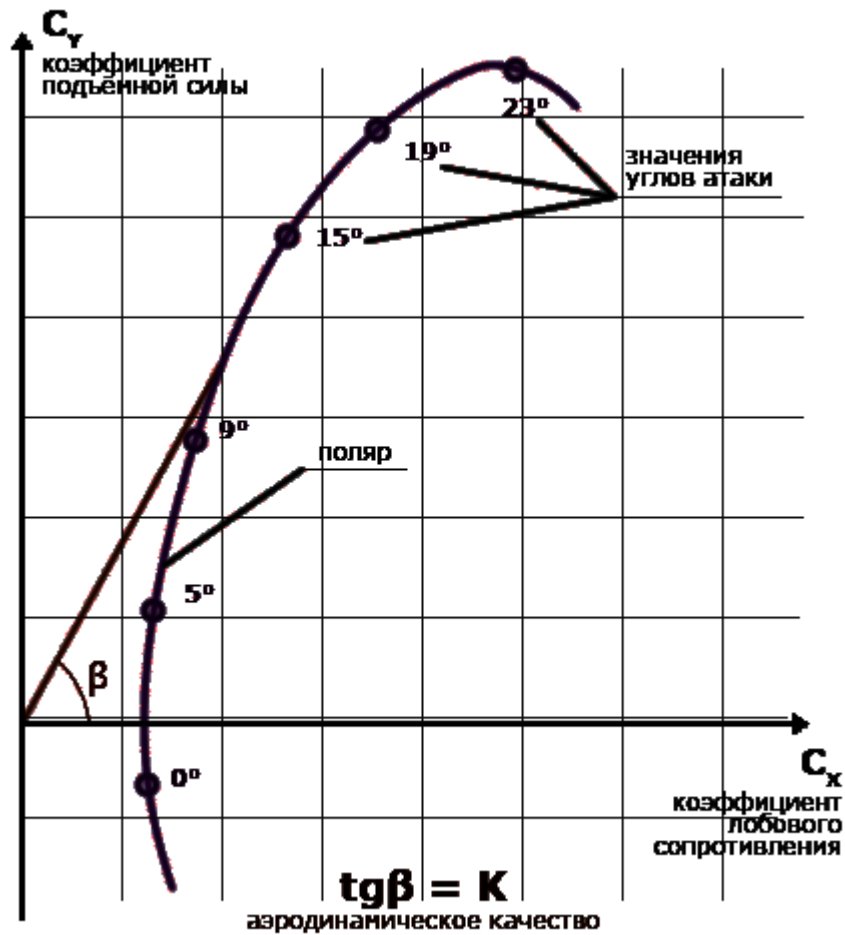


Рис.46. Аэродинамическое качество самолёта.

**д) поляра самолета.**

Кривая, выражающая зависимость между коэффициентами  $C_{Y_a}$  и  $C_{X_a}$  для различных углов атаки, называется полярой самолёта.

Поляра самолета смещена относительно поляры крыла вправо, так как на всех углах атаки

$$C_{Y_{a \text{ сам}}} = C_{Y_{a \text{ кр}}}; C_{X_{a \text{ сам}}} = C_{X_{a \text{ кр}}} + C_{X_{a \text{ вр}}}$$

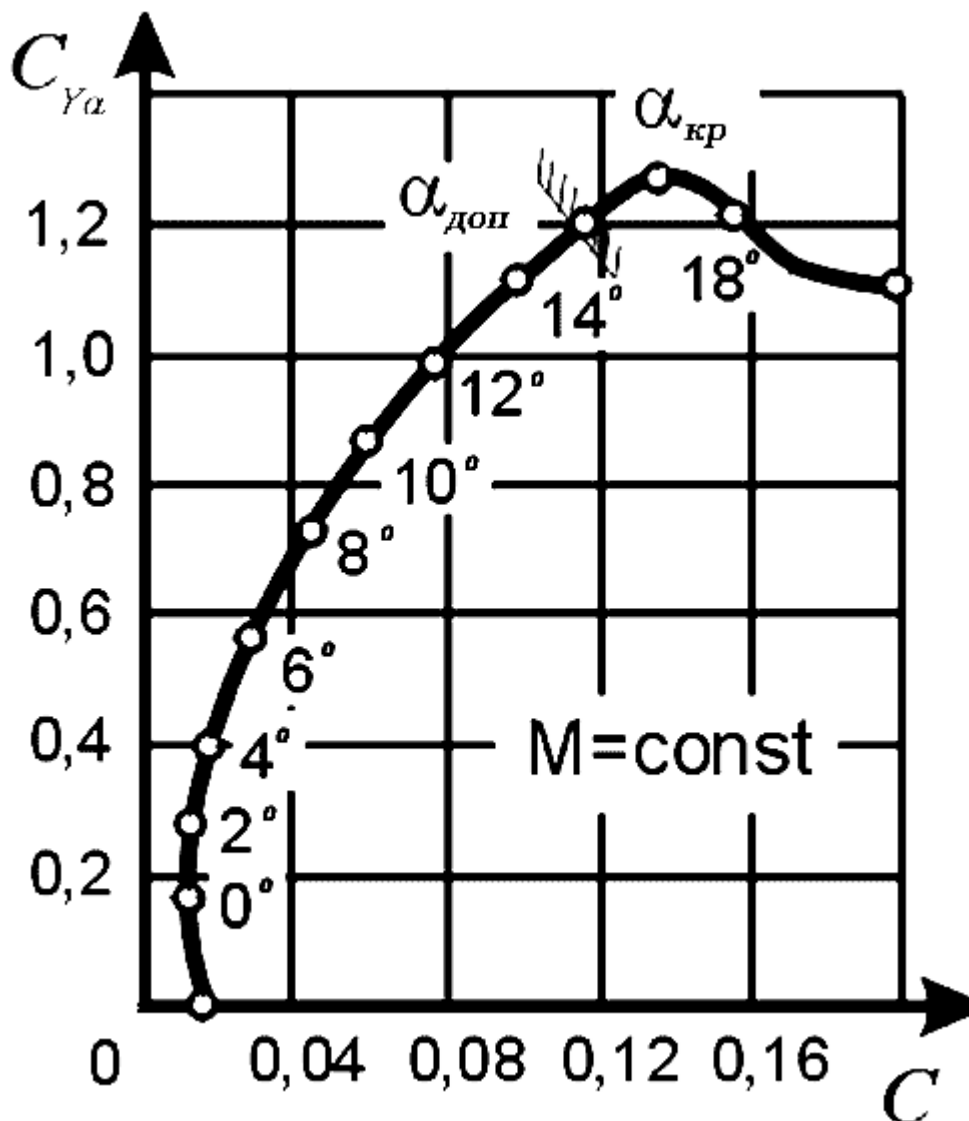


Рис.47. Поляра самолёта.

Определение аэродинамических коэффициентов и характерных углов атаки по поляре самолёта производится так же, как и по поляре самолёта.

При  $\alpha_0$  отсутствует сила, поддерживающая самолёт в воздухе, и возможно только вертикальное движение вниз, называемое отвесным пикированием. Значения углов атаки нулевой подъёмной силы для самолёта и крыла одинаковы. критический угол атаки самолёта  $\alpha_{кр\text{ сам}} = \alpha_{кр\text{ крыл}}$ . На углах атаки, близких к  $\alpha_{кр}$ , совершается посадка самолёта. При полёте на  $\alpha_x$  коэффициент  $C_{x\text{ а сам}}$  имеет минимальное значение. На углах атаки, близких к  $\alpha_x$ , полёт совершается с максимальной скоростью. Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{НВ}$  самолёта больше наивыгоднейшего угла атаки крыла на  $2-3^\circ$ , а угол аэродинамического качества самолёта – угла аэродинамического качества крыла. Это говорит о том, что  $K_{сам} < K_{крыл}$ . Практическое значение наивыгоднейшего угла атаки заключается в том, что на этом угле атаки самолёт имеет наибольшую дальность планирования.

## Тема 1.3. Основы аэродинамики больших скоростей.

### Занятие № 1.

#### 1. Природа и скорость звука.

Под звуком понимают физический процесс распространения малых возмущений среды (например, воздуха), возникающих в виде небольших изменений давления и плотности. Источник звука – колебательное движение отдельных частиц. Скорость колебательного движения частиц очень мала, а скорость распространения возмущений, вызванных этими колебаниями, очень велика. Смещение каждой отдельной частицы ничтожно мало, а возмущение передаётся на большие расстояния.

Ухо человека воспринимает как звук лишь те возмущения, которые передаются с частотой от 16 до 20000 колебаний в секунду. Процесс распространения малых возмущений имеет волновую природу (звуковые волны). Скорость распространения волн принято называть скоростью звука. Она зависит от упругих свойств среды и определяется из уравнения Лапласа

$$\frac{\Delta P}{\Delta \rho} = k \frac{P}{\rho} = a^2; a = \sqrt{\frac{\Delta P}{\Delta \rho}}; a = \sqrt{k \frac{P}{\rho}},$$

где  $a$  - скорость звука,  $м/с$ ;

$\rho$  - плотность,  $кг/м^3$ ;

$P$  - давление,  $Па$ ;

$k$  - показатель адиабаты.

Можно определить зависимость скорости звука от температуры среды. По уравнению состояния газа (Клапейрона):

$$P/\rho = RT,$$

где  $R$  - газовая постоянная,  $Дж/кг \cdot К$ ;

$T$  - абсолютная температура,  $К$ .

Подставляя правую часть уравнения в формулу скорости звука вместо  $P/\rho$ , получим  $a = \sqrt{kRT}$ . Из этого выражения видно, что скорость звука только от температуры среды. Для воздуха:  $k = 1,4$ ;  $R = 287,14 Дж/кг \cdot К$ . Поэтому скорость звука в воздушной среде  $a_{возд} = 20\sqrt{T}$ .

При температуре  $15^{\circ}C$  скорость звука равна  $340 м/с$  или  $1224 км/ч$ . При подъёме на высоту скорость звука уменьшается на  $1 м/с$  на каждые  $250 м$  высоты.

## 2. Число «М» - критерий сжимаемости воздуха.

Все особенности обтекания тел при больших скоростях полёта вызваны проявлением сжимаемости воздуха. Сжимаемостью называется свойство воздуха изменять свою плотность при изменениях давления и температуры.

В потоке, обтекающем самолёт, изменения давления пропорциональны скоростному напору  $\Delta P = \beta \rho v^2 / 2$ , где  $\beta$  - коэффициент пропорциональности.

Одновременно изменение давления можно рассмотреть как некоторое возмущение среды и определить из формулы скорости звука:

$$\Delta P = a^2 \Delta \rho.$$

Составим и решим систему уравнений:

$$\Delta P = \beta \rho v^2 / 2; \Delta P = a^2 \Delta \rho.$$

Так как левые части уравнений равны, то можно записать

$$\beta \rho v^2 / 2 = a^2 \Delta \rho.$$

Умножая полученное уравнение на  $1/a^2 \rho$ , получим:

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = (\beta v^2) / (2a^2) = (\beta/2) \left( \frac{v}{a} \right)^2.$$

Относительное изменение плотности представляет собой отношение изменения плотности к её новому значению и называется сжатием  $S = \Delta \rho / \rho$ .

После соответствующей подстановки получим:  $S = (\beta/2)(v/a)^2$ .

Таким образом, величина сжатия зависит от отношения скорости потока к скорости звука. Это отношение называют числом Маха и считают критерием сжимаемости потока  $M = v/a$ . Чем больше скорость потока, тем больше сжимаемость воздуха, увеличение же скорости звука приводит к уменьшению сжимаемости. Если  $M < 0,4$ , то сжимаемостью воздуха пренебрегают. При  $M > 0,4$  сжимаемость воздуха следует учитывать.

С увеличением высоты полёта скорость звука уменьшается. Следовательно, при той же скорости полёта значение числа Маха увеличиться:

$$M_H = v/a_H,$$

где  $M_H$  - число Маха полёта на высоте;

$v$  - скорость полёта;

$a_H$  - скорость звука на высоте  $H$ .

## Занятие № 2.

### 1. Уравнение неразрывности для сжимаемого потока.

Для неразрывности струйки сжимаемой жидкости (газа) необходимо, чтобы массовый расход через все ее сечения был постоянным  $Q_m = \rho v S = const$ .

Масса жидкости (газа), протекающей за 1 с через единицу площади поперечного сечения струйки, называется удельным расходом.

$$Q_{y0} = Q_m / S = (\rho v S) / S = \rho v,$$

где  $S$  – площадь поперечного сечения струйки.

Так как  $Q_m = const$ , то можно записать  $\rho v = const / S$ ;  $Q_{y0} = const / S$ .

Таким образом, уравнение неразрывности показывает, что при установившемся движении сжимаемого потока удельный расход обратно пропорционален площади поперечного сечения струйки.

### 2. Уравнение Бернулли.

Уравнение Бернулли представляет собой приложение закона сохранения энергии к струйке сжимаемой жидкости (газа) и имеет несколько форм.

1. Механическая форма уравнения Бернулли устанавливает зависимость между давлением и скоростью потока

$$\left( v^2 / 2 \right) + \left( \frac{k}{k-1} \right) (P / \rho) = const.$$

2. Температурная форма уравнения Бернулли устанавливает зависимость между температурой и скоростью потока

$$\frac{v^2}{2} + \frac{k}{k-1} RT = const.$$

Для воздуха  $k = 1,41$ ;  $R = 287,14 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$ , поэтому температурная форма уравнения Бернулли приобретает вид:  $v^2 + 2000T = const$ .

### 3. Температура и давление торможения.

Критической называется точка  $O$ , в которой  $v_0 = 0$ , т.е. поток полностью затормаживается.

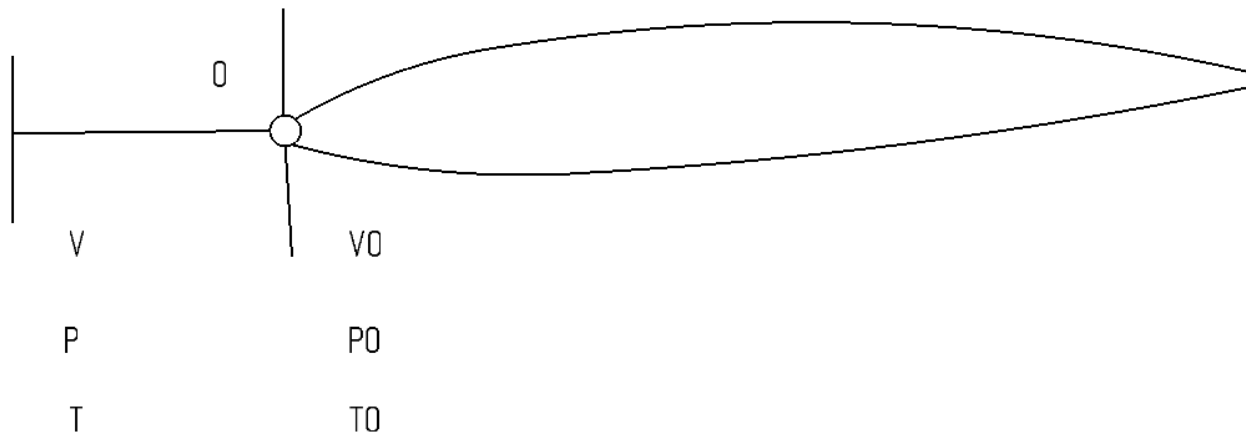


Рис.48. Точка полного торможения (критическая) потока.

Все параметры потока в критической точке будем обозначать с индексом "0" и называть параметрами торможения:  $T_0$  – температура торможения,  $P_0$  -давление торможения. Параметры потока вдали от тела не имеют индекса.

1. Определим температуру торможения, для чего запишем уравнение Бернулли для двух сечений потока, одно из которых расположено вдали от тела, а второе проходит через критическую точку:

$$v^2 + 2000T = v_0^2 + 2000T_0; v^2 - v_0^2 = 2000(T_0 - T).$$

Скорость потока в критической точке  $v_0 = 0$ , поэтому  $v^2 = 2000(T_0 - T)$ .

Разность температур  $T_0 - T = \Delta T$  называется динамическим приростом температуры.

После подстановки  $\Delta T$  получим:  $v^2 = 2000\Delta T; \Delta T = (v^2/2000)$ .

Следовательно, динамический прирост температуры пропорционален квадрату скорости потока. Температура торможения определяется как

$$T_0 = T + \Delta T = T + (v^2/2000).$$

2. Определим давление торможения вначале без учета сжимаемости воздуха, для чего запишем уравнение Бернулли для тех же двух сечений:

$$P + (\rho v^2/2) = P_0 + (\rho v_0^2/2); (\rho v^2/2) - (\rho v_0^2/2) = P_0 - P$$

Разность  $(P_0 - P)$  обозначается  $\Delta P$  и называется динамическим приростом давления.

В критической точке  $v_0 = 0$ ;  $\rho v_0^2/2 = 0$ , поэтому динамический прирост давления пропорционален скоростному напору потока вдали от тела  $\Delta P = \rho v^2/2$ .

С учетом этого получим выражение для определения давления торможения несжимаемого потока:  $P_0 = P + (\rho v^2/2)$ .

Давление торможения с учетом сжимаемости будет иметь вид:

$$\Delta P = (\rho v^2 / 2)(1 + \varepsilon),$$

где  $\varepsilon = M^2/4$  - поправка на сжимаемость.

$$\text{Тогда } P_0 = P + \rho v^2 / 2 [1 + (M^2/4)].$$

#### 4. Сверхзвуковое течение газа.

*4.1. Изменение параметров газа при непрерывном адиабатическом увеличении скорости потока.* Увеличение скорости потока  $v$  означает увеличение его кинетической энергии. При адиабатическом течении это возможно только за счет энергии давления и внутренней энергии. Поэтому при адиабатическом увеличении скорости потока давление  $P$  и температура  $T$  уменьшаются. Как только вся потенциальная энергия потока преобразуется в кинетическую (истечение в вакуум), скорость потока достигает максимально возможного (предельного) значения  $v_{\max}$ , а давление и температура станут равными нулю ( $P = 0; T = 0$ ). Максимальная скорость теоретически является физическим пределом (математической абстракцией), но близкие к ней скорости могут быть получены при истечении газов из сопла ракеты, летящей в космическом пространстве.

Давление падает интенсивнее, чем температура. Поэтому непрерывное увеличение скорости сопровождается адиабатическим расширением потока, уменьшением его плотности  $\rho$ .

Из-за понижения температуры уменьшается и скорость звука, так как  $a = \sqrt{kRT}$ .

Зависимость скорости звука от скорости потока

$$a = \sqrt{[(k-1)/2](v_{\max}^2 - v^2)}$$

может быть представлена графически. При  $v = v_{\max}$  (истечение в вакуум) скорость звука становится равной нулю, так как в вакууме звук распространяться не может.

Следовательно, можно сделать вывод, что при непрерывном адиабатическом увеличении скорости потока  $v$  все остальные параметры  $P, T, \rho, a$  уменьшаются.

Если построить графически изменения скорости потока и скорости звука вдоль потока, то они пересекутся. Это означает, что в некотором сечении  $x_{кр}$  скорость потока становится равной местной скорости звука.

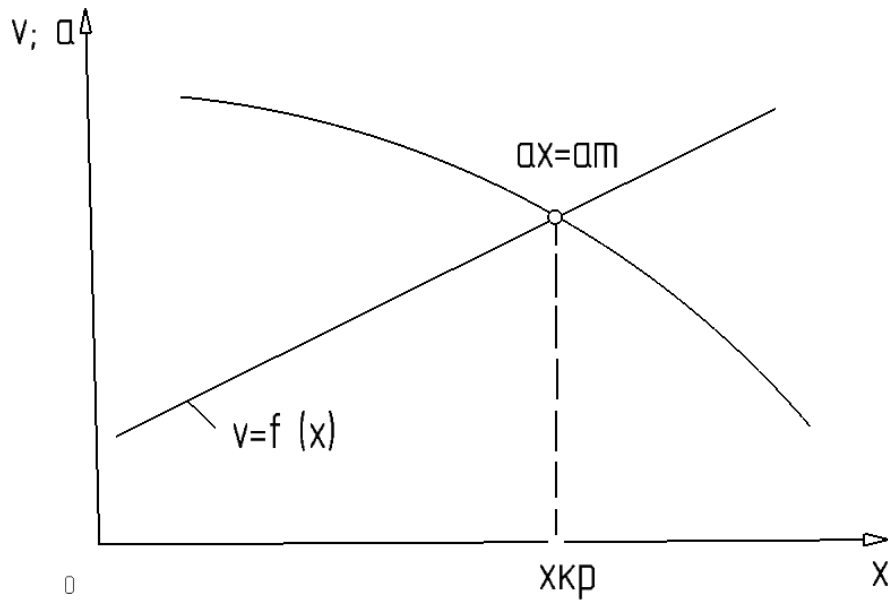


Рис.49. К понятию о критической скорости потока.

Скорость потока, равная местной скорости звука, называется критической  $a_{кр}$ , сечения потока, в котором он достиг критической скорости, так же критическим. Критическое сечение делит поток на дозвуковой и сверхзвуковой.

4.2. Форма потока, непрерывно увеличивающего скорость. По зависимости  $\rho = f(v)$  определим удельный расход при скоростях  $v_1, v_2$  и  $v_3$ . С увеличением скорости удельный расход сначала увеличивается, затем уменьшается  $\rho_1 v_1 < \rho_2 v_2 > \rho_3 v_3$ . Наибольший удельный расход имеет при критической скорости  $v = a_{кр}$ .

Уравнение неразрывности для сжимаемого потока устанавливает обратную зависимость между удельным расходом и площадью поперечного сечения потока:  $\rho v = const/S; S = const/(\rho v)$ . Следовательно, для непрерывного увеличения скорости потока его сечения необходимо сначала уменьшить, затем увеличить  $S_1 > S_2 < S_3$ .



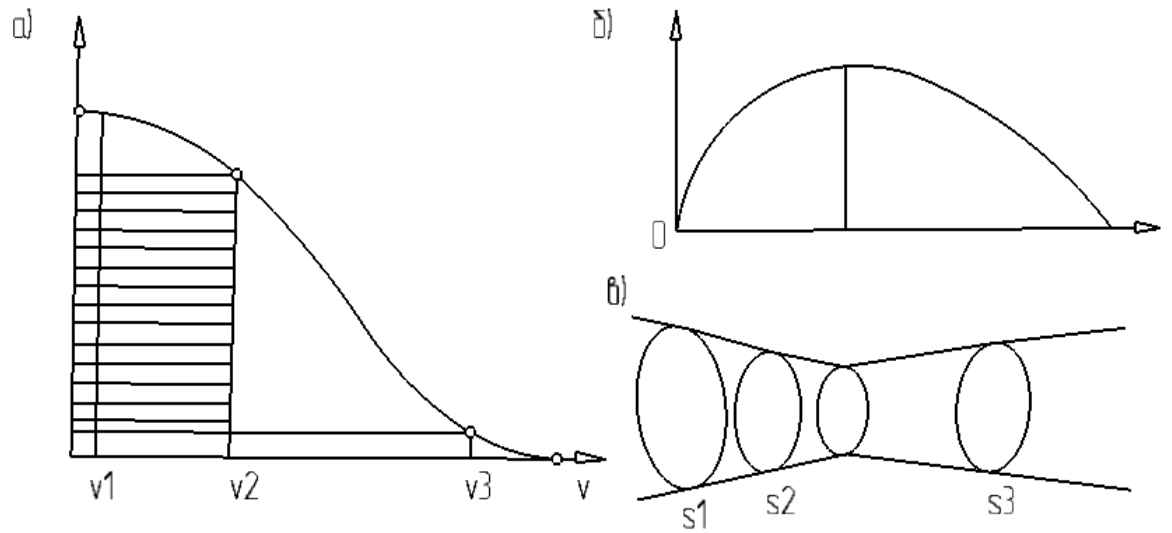


Рис.50. Форма потока непрерывно увеличивающего скорость.

Такая форма потока была впервые найдена в 80-х годах 19 века шведским инженером К. Лавалем. Сопло Лавала даёт возможность получать сверхзвуковые скорости только за счёт преобразования потенциальной энергии потока в кинетическую, без подвода энергии из вне.

В настоящее время оно очень широко применяется в технике: в турбинах, сверхзвуковых аэродинамических трубах, реактивных двигателях.

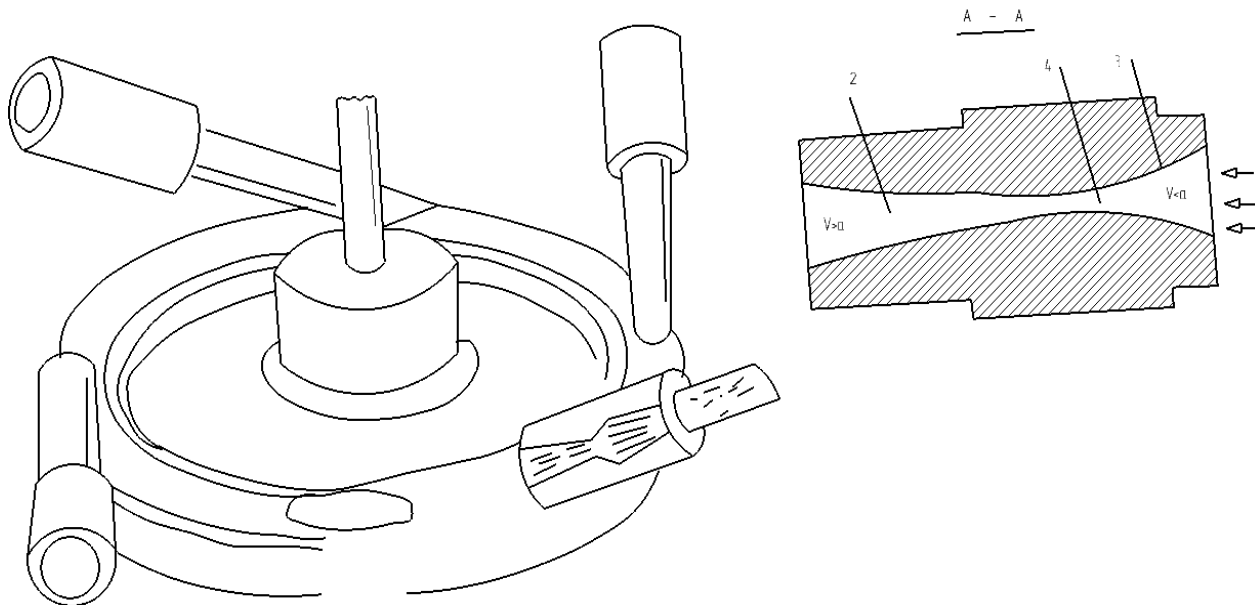


Рис.51. Сопло Лавала.

Сопло Лавалья 1 представляет собой насадку переменного сечения. При достаточно большом перепаде давлений поток, протекающий в конфузоре (сужающейся части) 3, разгоняется и в самом узком критическом сечении 4 его скорость достигает значения местной скорости звука. После критического сечения поток становится сверхзвуковым. В диффузоре (расширяющейся части сопла) 2, скорость продолжает увеличиваться, так как при адиабатическом расширении потенциальная энергия потока преобразуется в кинетическую.

### Занятие № 3.

#### 1. Распространение возмущений при различных скоростях потока.

Все возмущения в сверхзвуковом потоке локализируются в пределах конической волны. Чтобы убедиться в этом, нужно изучить характер распространения возмущений в потоке воздуха, вызванных точечным источником возмущения, который последовательно занимает положения 1, 2, 3, 4, 5, вызывая на себя поток воздуха.

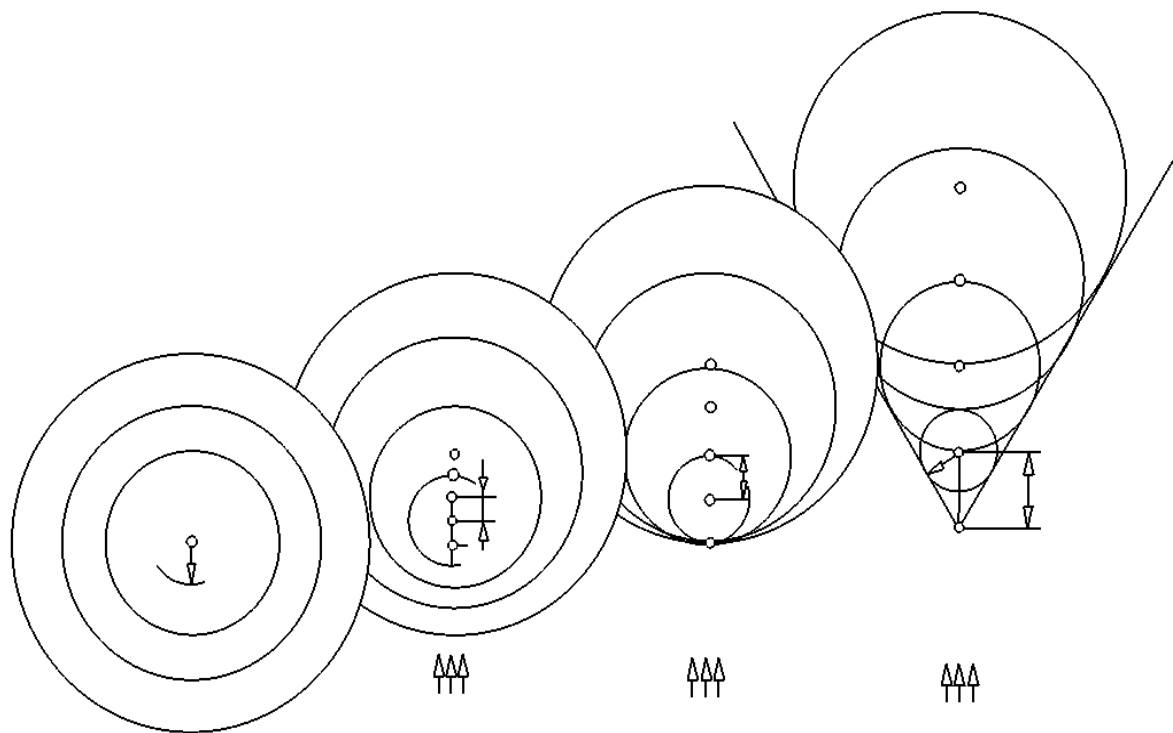


Рис.52. Распространение малых возмущений в потоке воздуха.

Если скорость потока равна нулю, то возмущения распространяются в виде сферических волн, центр которых остаётся в некоторой постоянной точке  $A$  (рис. 52. а).

При скорости потока  $0 < v < a$  центр сферических волн возмущения смещается по потоку, но граница возмущений проходит ещё впереди источника возмущения (рис. 52. б).

Когда скорость потока  $v = a$ , центр сферических волн смещается по потоку так, что концентрация возмущений происходит на поверхности, проходящей через источник возмущений перпендикулярно к потоку (рис. 52. в).

При скорости потока  $v > a$ , центр возмущений смещается по потоку так, что источник возмущений оказывается перед границей возмущений. Концентрация возмущений происходит на некоторой конической поверхности, называемой конусом возмущений (рис. 52. г). Образующая этого конуса называется линией Маха.

Угол между линией Маха и направлением потока называется углом Маха. Его значение зависит от числа Маха потока  $\sin \alpha = (a/v) = (1/M)$ ;  $\alpha = \arcsin(1/M)$ .

Чем больше число  $M$  потока, тем меньше угол возмущений. Практически источником малых возмущений могут стать риска, малый бугорок или другая неровность на обтекаемой поверхности.

## **2. Обтекание тел с выпуклой и вогнутой поверхностью сверхзвуковым потоком.**

При обтекании сверхзвуковым потоком газа выпуклой криволинейной поверхности пограничная волна, расходящаяся веером, нигде не пересекается. Это означает, что происходит плавное расширение сверхзвукового потока газа, сопровождающая ростом его скорости, угол возмущения уменьшается.

При обтекании сверхзвуковым потоком газа вогнутой криволинейной поверхности граничные волны сходятся, за счёт сжатия. Скорость течения уменьшается, скорость звука увеличивается, углы возмущения увеличиваются. Это приводит к пересечению волн слабых возмущений и образуется более сильное возмущение, названное скачком.

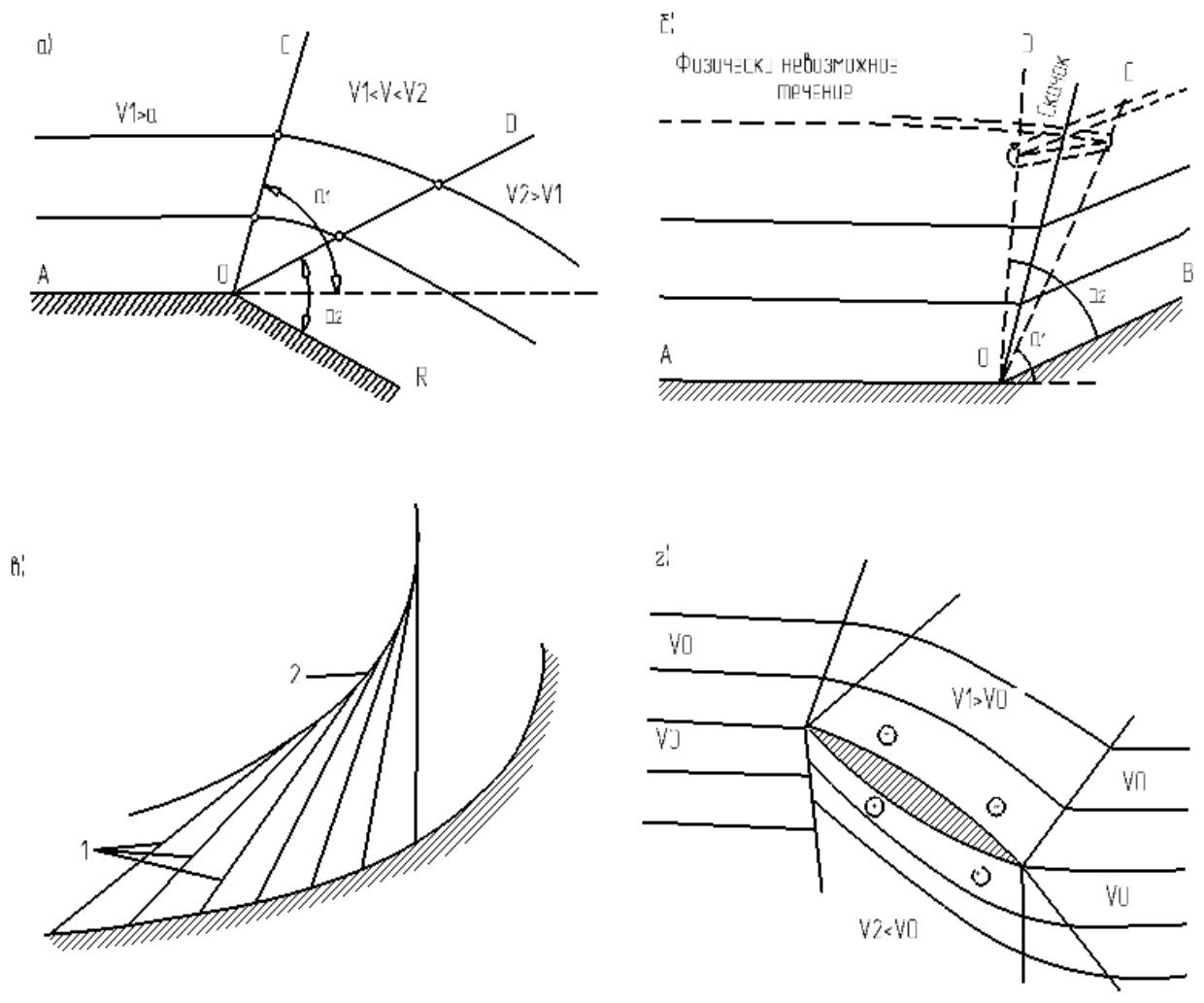


Рис.53. Сверхзвуковое обтекание.

### 3. Физическая сущность и формы скачков уплотнения.

Тело, обтекаемое потоком воздуха, является совокупность множества точечных источников возмущений. В сверхзвуковом потоке слабые возмущения точечных источников - конусы возмущений - суммируются, создавая более сильное возмущение среды - ударную волну.

Скорость движения ударной волны значительно больше скорости звука. Поэтому ударная волна перемещается против сверхзвукового потока. Отходя от тела, она ослабевает, и скорость её движения уменьшается. Как только скорость движения ударной волны  $v_B$  станет равной скорости набегающего на тело сверхзвукового потока  $v_1$ , она остановится. Такая остановленная относительно потока ударная волна и называется скачком уплотнения.

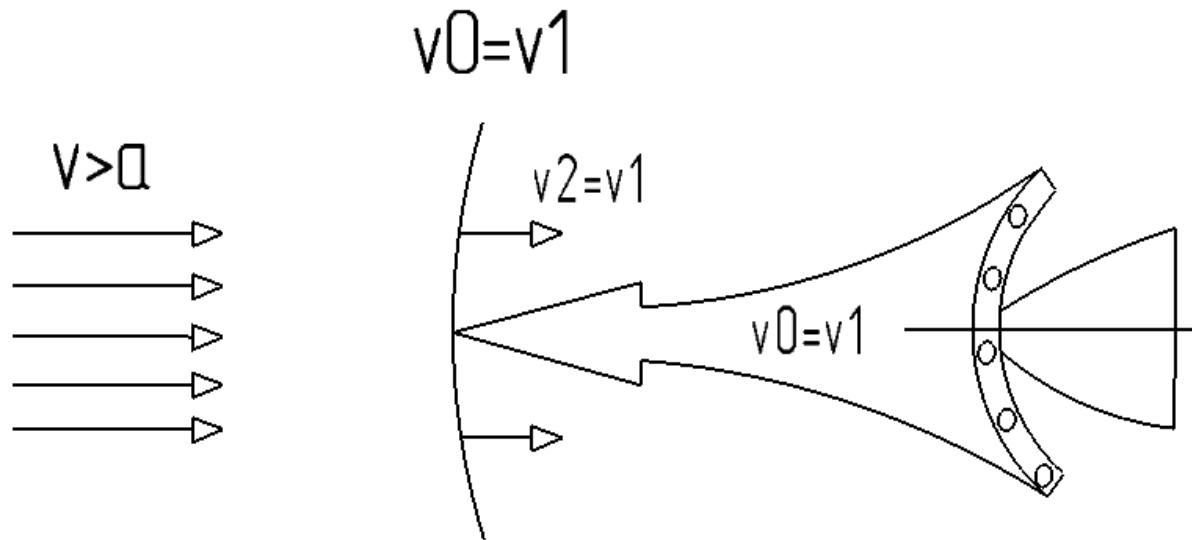


Рис.54. Физическая сущность скачка уплотнения.

Скачок уплотнения представляет собой границу возмущений, вызванных телом. Его можно рассматривать как некоторую поверхность разрыва, на котором происходит резкое (скачкообразное) изменение всех параметров потока.

Толщиной скачка считается расстояние между двумя сечениями потока, при прохождении которого поток изменяет свои параметры. Толщина скачка очень мала, поэтому можно считать, что изменение параметров потока происходит мгновенно.

При прохождении через скачок уплотнения сверхзвуковой поток теряет часть своей кинетической энергии в результате преобразования её в энергию давления и тепловую энергию. Поэтому одновременно с резким уменьшением скорости  $v$  в скачке происходит столь же резкое повышение давления  $P$ , плотности  $\rho$ , температуры  $T$ . Процессы, происходящие в скачках, необратимы, так как часть тепловой энергии рассеивается.

Форма скачка уплотнения зависит от формы обтекаемого тела и числа Маха сверхзвукового потока.

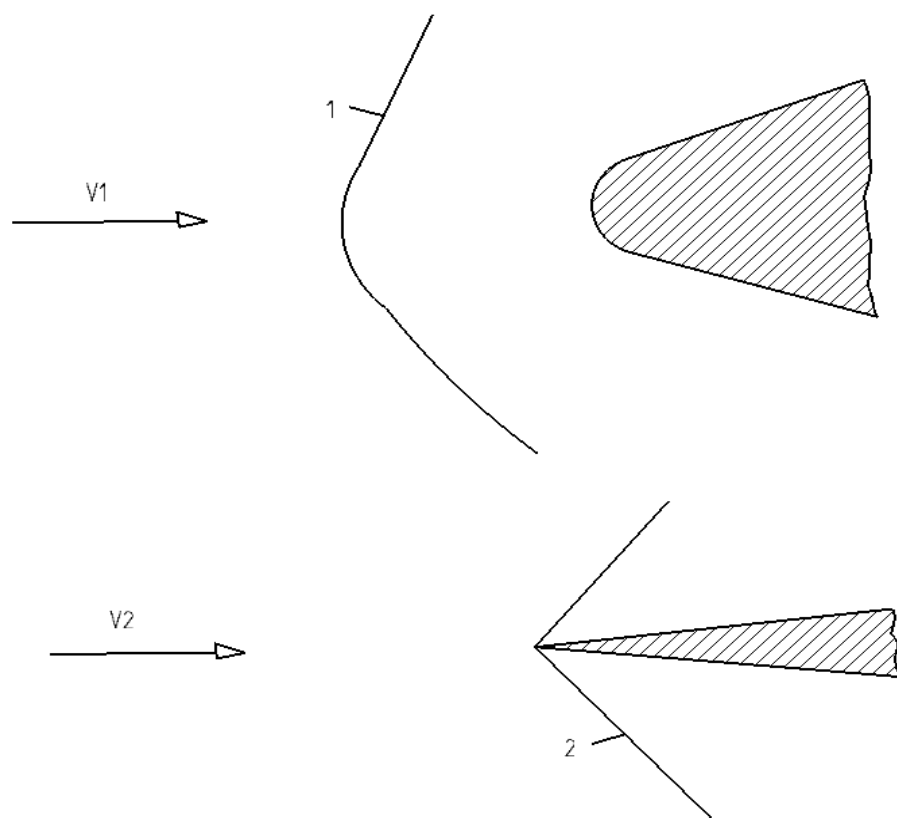


Рис.55. Скачки уплотнения.

Прямой скачок уплотнения составляет с направлением потока прямой угол  $\beta = 90^\circ$ , поэтому направление потока при прохождении через прямой скачок уплотнения не изменяется. Но торможение потока в прямом скачке уплотнения столь значительно, что скорость за ним становится дозвуковой.

Соотношение между скоростью  $v_1$  до скачка и скоростью  $v_2$  после скачка определяется следующими зависимостями:

$$v_1 v_2 = a_{кр}^2 \text{ или } v_2 = a_{кр}^2 / v_1.$$

Скачки возникают только в сверхзвуковом потоке при  $v_1 > a_{кр}$ .

Следовательно,  $v_2 < a_{кр}$ . Прямой скачок является границей между сверхзвуковой и дозвуковой частью потока.

При сравнительно небольшой сверхзвуковой скорости потока перед телом с тупой передней кромкой на некотором расстоянии от него образуется прямой отсоединённый скачок уплотнения. Потери кинетической энергии потока в таком скачке максимальны. Поэтому прямые отсоединённые скачки создают очень большое волновое сопротивление (сопротивление давления). С увеличением скорости сверхзвукового потока прямой скачок уплотнения приближается к передней кромке тела и начинает «складываться», уменьшая угол наклона.

Косым называется скачок уплотнения, поверхность которого наклонна

к потоку, т.е. угол  $\beta < 90^\circ$ . В косом скачке потери кинетической энергии потока значительно меньше, чем в прямых, и зависят от угла наклона скачка. При прохождении потока через косой скачок уменьшается только нормальная составляющая скорости  $v_n$ , а касательная  $v_\tau$  сохраняет своё значение. Это вызывает изменение направления потока. Скорость после косого скачка может остаться сверхзвуковой.

По расположению относительно обтекаемого тела скачки уплотнения делятся на головные 1, которые возникают при  $v > a$  из-за торможения потока перед телом; хвостовые 2, которые возникают от соударения двух непараллельных потоков; местные 3, которые замыкают местные сверхзвуковые зоны, возникающие при дозвуковых скоростях полёта.

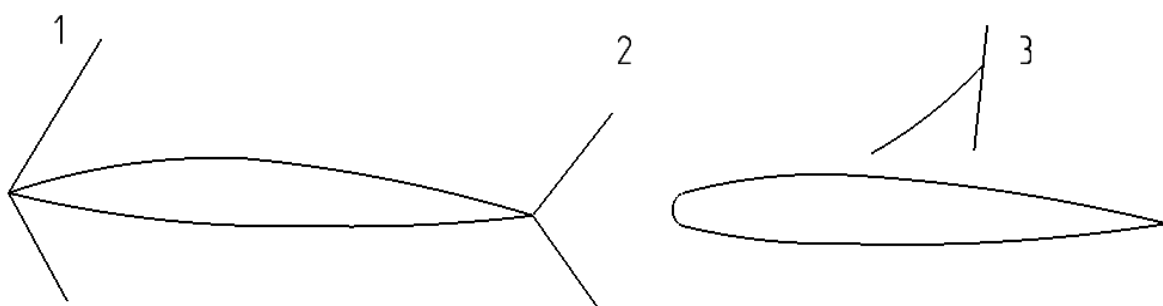


Рис.56. Расположение скачков уплотнения.

#### 4.1. Понятие о критическом числе «М».

Наименьшая скорость дозвукового полета, при которой где-либо в потоке, обтекающем самолёт, появляются скорости, равные скорости звука, называется критической скоростью полёта  $v_{кр}$ , а соответствующее ей число Маха полёта – критическим  $M_{кр}$ .

$$M_{кр} = v_{кр} / a_H.$$

$M_*$  зависит от величины разрежений над крылом, т.е. от геометрических характеристик профиля крыла. Чем больше  $\bar{c}$  и  $\bar{f}$  профиля, тем больше разрежение над крылом и меньше  $M_*$ .

Для каждого самолёта критическое число Маха имеет вполне определённое и постоянное значение.

Критическая скорость полёта  $v_{кр}$ , которая для самолёта является максимально допустимой, непостоянна и зависит от высоты полёта.

$$v_{\max H} = v_{кр} = M_{кр} a_H,$$

где  $v_{\max H}$  - максимально допустимая скорость полёта на высоте  $H$  ;

$a_H$  - скорость звука на высоте  $H$  .

Для измерения числа  $M$  полёта на всех скоростных самолётах, совершающих полёт на большой высоте, в соответствии с требованиями ИСАО установлены специальные приборы – указатели числа  $M$  (МС-1).

#### 4.2. Явление волнового кризиса и волнового сопротивления и их последствия.

При  $M_{кр}$  наступает очень опасное явление, называемое волновым кризисом.

Струйки потока при обтекании самолёта деформируются. Поэтому местные скорости движения воздуха над крылом, фонарём кабины и другими надстройками значительно превышают скорость полёта.

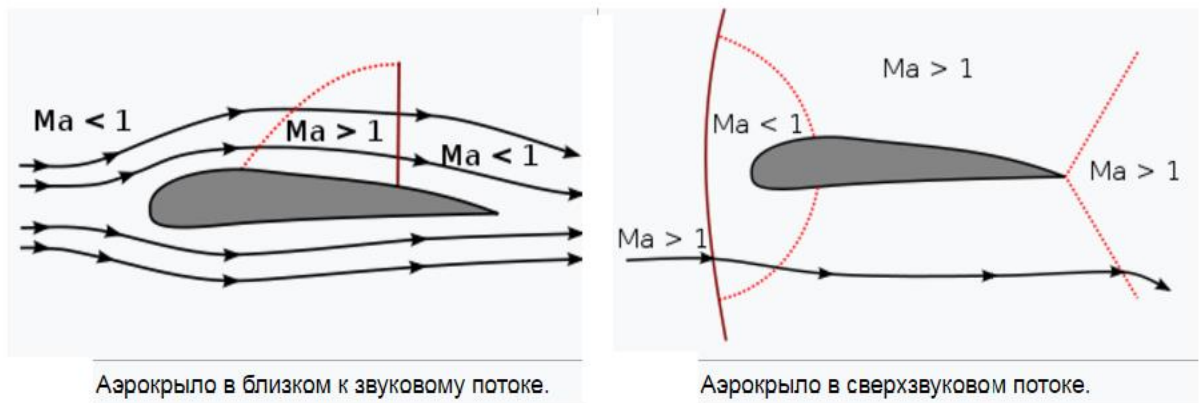


Рис.57. Волновой кризис.

Так, струйка, обтекающая профиль крыла, сначала уменьшает площади поперечных сечений, затем увеличивает. Её продольный разрез напоминает сопло Лаваля. При достаточно большой скорости полёта, скорости воздуха в наименьшем (критическом) сечении струйки достигают местной скорости звука. Если соединить критические сечения струек, к которым скорость достигает значения местной скорости звука, получим «звуковую линию»  $l$ .

При  $v > v_{кр}$  и числе Маха полета больше  $M_{кр}$  на крыле образуется уже местная сверхзвуковая зона, которая начинается от звуковой линии и замыкается местным скачком уплотнения  $2$ . Объясняется это тем, что скорость полёта самолёта меньше скорости звука, и за крылом скорость потока тоже становится дозвуковой. Переход же от сверхзвуковых скоростей



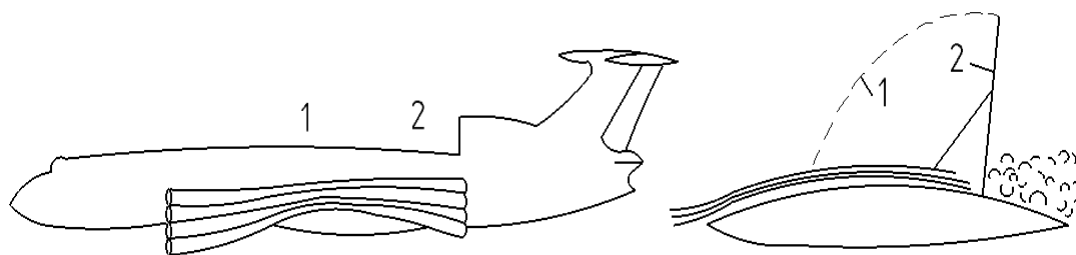
к дозвуковым возможен только через скачок уплотнения.

Так как местный скачок уплотнения – прямой, перпендикулярный струйкам, то скорость потока за ним становится дозвуковой. Иногда из-за утолщения ПС при переходе от ламинарного течения к турбулентному образуется дополнительный косой скачок уплотнения, который соединяется с местным прямым скачком уплотнения, образуя лямбда образный скачок.

*Явление образования в общем дозвуковом потоке, обтекающем самолёт, местных сверхзвуковых зон и местных скачков уплотнения называется волновым кризисом.*

Чем больше высота полёта, тем раньше (при меньшей скорости полёта) скорость течения достигает значения местной скорости звука, и наступает волновой кризис.

Волновой кризис качественно изменяет обтекание крыла и вызывает перераспределение давлений по его профилю, в результате чего изменяется величина аэродинамических коэффициентов, перемещается центр давления, нарушаются равновесие, устойчивость и управляемость самолёта. Из-за продольных колебаний скачка уплотнения и волнового срыва потока возникают вибрации.



*Рис.57. Перераспределение давлений по профилю крыла при волновом кризисе и волновой срыв потока.*

Волновой срыв потока развивается в результате взаимодействия местного скачка уплотнения с ПС. В местной сверхзвуковой зоне ПС делится на две части – дозвуковую 1 и сверхзвуковую 2. Дозвуковая часть ПС отделяет скачок 3 от поверхности крыла. Из-за разности давлений за и перед скачком в дозвуковой части ПС возникают обратные течения 4.

Это вызывает набухание ПС и его отрыв от поверхности крыла. Волновой срыв потока, воздействуя на оперение самолёта, вызывает опасные колебания, называемые скоростным бафтингом.

Волновой кризис – явление очень опасное и допускать его в полёте нельзя.

## Занятие № 4.

### 1. Проблемы сверхзвукового полета.

Безопасность. В процессе разгона сверхзвуковой самолет преодолевает волновой кризис, который резко изменяет аэродинамические силы, характеристики устойчивости и управляемости, вызывает опасные вибрации, нарушает работу пилотажных приборов. На первых сверхзвуковых самолетах волновой кризис создавал предпосылки к нарушению барьера безопасности полета.

Чтобы преодолеть звуковой барьер при переходе от дозвукового полета к сверхзвуковому, пришлось решать проблемы: создания большой тяги для преодоления резко возрастающего сопротивления при околозвуковых скоростях; обеспечения устойчивости и управляемости. Последняя оказалась наиболее трудной, и для её разрешения потребовались длительные аэродинамические исследования.

Эффективным средством уменьшения сопротивления и улучшения характеристик устойчивости и управляемости на околозвуковых скоростях оказалось стреловидное крыло малого удлинения. Значительное снижение кризисных явлений дало применение тонких профилей малой кривизны. Но стреловидное крыло склонно к концевым срывам потока, и профили с острыми передними кромками способствуют этому. Для предотвращения срыва потока применяют коническую крутку крыла, механизацию передних кромок: турбулизаторы, отклоняемые носки, носовые щитки, предкрылки, сдувание ПС.

Стабилизация положения центра давления и сохранение продольной устойчивости при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым осуществляется применением треугольного или оживального крыла и плавающего горизонтального оперения в носовой части фюзеляжа (дестабилизатора).

Боковая устойчивость обеспечивается увеличением площади вертикального оперения, постановкой внизу на фюзеляже вертикальных гребней или убирающихся при посадке и взлёте килей, а также переменным по размаху крыла углом поперечного «V».

Особенности обеспечения управляемости сверхзвуковым самолетом состоят в использовании рулей с дефлектором, цельноповоротных килей, поворотного крыла, концевых элеронов, интерцепторного управления, газодинамического управления.

Управление сверхзвуковым самолётом значительно затрудняется из-за появления колебаний (раскачки самолёта). Чтобы устранить это неприятное

явление, на сверхзвуковых самолётах применяются автоматы демпфирования. Малая несущая способность стреловидных и треугольных крыльев малого удлинения вызывает необходимость создания мощной механизации крыла для решения проблемы безопасности посадки и взлёта.

Экономичность. Почти 50% эксплуатационных расходов сверхзвукового самолета составляет стоимость топлива. Поэтому решение проблемы экономичности начинается с выбора двигателей.

Часовой расход топлива в полете зависит от удельного расхода  $C_{y0}$  и тяги двигателя  $C_u = C_{y0} P_{0в}$ .

В области трансзвуковых скоростей из-за появления волнового сопротивления аэродинамическое качество  $K$  самолета резко уменьшается.

Потребная для полета тяга возрастает, и появляется необходимость в значительном увеличении тяги двигателя за счет включения форсажа:

$$P_{0в} = P_{номр} = G/K ,$$

где  $G$  – вес самолета,  $H$  ;

$K$  – аэродинамическое качество.

Форсирование двигателя связано с большим расходом топлива и поэтому отрицательно сказывается на экономичности полета, которую можно увеличить, если разгон самолета до сверхзвуковой скорости производить на достаточно больших высотах (11-12 км).

С точки зрения экономичности сверхзвукового полета, до  $M=3$  целесообразно применять турбореактивные двигатели (ТРДФ и ДТРД), а при  $M > 3$  большими преимуществами обладают прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Очевидно, что самолеты, рассчитанные на большие сверхзвуковые скорости полета, должны иметь комбинированную силовую установку: ТРДФ и ДТРД – для осуществления взлета, набора высоты и разгона, ПВРД – для полета при  $M > 3$ .

Второе направление в решение проблемы экономичности состоит в увеличении аэродинамического качества самолета, главным образом за счет уменьшения волнового сопротивления. Достаточная экономичность сверхзвукового самолета обеспечивается при  $K > 6$ .

Волновое сопротивление можно существенно уменьшить выбором соответствующих аэродинамических форм. Сверхзвуковые профили с острыми кромками, выдвижные корпуса всасывающих устройств двигателей, иглы в носовой части фюзеляжа – всё сделано для преобразования прямых скачков в систему косых скачков уплотнения, т.е. для уменьшения волнового сопротивления, и увеличения экономичности полёта.

Звуковой удар – результат взаимодействия скачка уплотнения, созданного самолетом в сверхзвуковом полете, с поверхностью земли.

Интенсивность звукового удара зависит от высоты полета самолета и его массы. Допустимой интенсивностью звукового удара считается  $\Delta P = 100 \text{ Па}$ , такое давление создается отдаленным раскатом грома. При

$\Delta P = 150 \text{ Па}$  разбиваются стекла, а при  $\Delta P = 175 \div 190 \text{ Па}$  разрушаются здания.

Для уменьшения интенсивности звукового удара ограничивают скорости полета сверхзвуковых самолетов при наборе высоты и снижении и вводят ограничения нижнего предела высоты сверхзвукового полета. Например, для Ту-144 нижняя граница сверхзвукового полета установлена на высоте 10000-14000м.

Тепловой барьер возникает вследствие нагревания конструкции самолета при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета из-за: аэродинамического (кинетического) нагрева, который возникает при торможении потока в критических точках, пограничном слое и скачках уплотнения; кинетический нагрев создает основной поток тепла, действующий на конструкцию самолета;

теплоизлучения, происходящего в двух направлениях; обшивка самолёта воспринимает теплоизлучение от Солнца, звёзд, Земли и внутренних элементов конструкции и сама излучает тепло в окружающее пространство;

теплого потока от бортовых нагретых агрегатов (СУ, электронного оборудования и т.п.).

Сильное нагревание конструкции самолёта вызывает:

1. Снижение прочностных характеристик материалов. При температуре  $60-80^\circ \text{N}$  размягчается органическое стекло,  $200^\circ \text{C}$  - на 50% снижается прочность дюралюминиевых сплавов;  $300 \div 350^\circ \text{C}$  – разрушаются пластики, клей, уплотнения, краски, ткани. Дальнейшее повышение температуры снижает прочность титановых сплавов и стали. Температуру  $500^\circ \text{C}$  выдерживают только никелевые сплавы.

2. Ухудшение антикоррозионных свойств металлов. Высокие температуры ускоряют химические реакции, вызывают появление электрохимических процессов, способствуют диссоциации молекул воздуха. В атмосфере диссоциированного воздуха металлы окисляются в 400 раз быстрее, чем обычно.

3. Изменение теплофизических свойств материалов – теплопроводности, удельной теплоёмкости, коэффициента температурного расширения – может привести к появлению температурных напряжений и остаточных деформаций в элементах конструкции самолётов.

4. Нарушение работы самолётных систем и электронного оборудования, а также вредное воздействие на здоровье летного состава. Все это препятствует увеличению скорости полета.

Современное самолетостроение располагает достаточно эффективными средствами преодоления теплового барьера, но проблема эта еще не может считаться окончательно решенной.

Для преодоления теплового барьера используют:

- затупление передних кромок;
- теплостойкие материалы;
- теплоизоляционные материалы;

- теплопоглощающие покрытия;
- рассеивание тепла;
- охлаждение обшивки.

## 2. Аэродинамические формы скоростного самолёта.

Выбор формы скоростного самолёта направлен на увеличения критического числа  $M$  всех его частей (крыла, фюзеляжа, оперения, гондол двигателя и т.д.) и самолёта в целом, а также на улучшение характеристики устойчивости и управляемости.

Крыло. Наиболее рациональными профилями крыла скоростного самолёта являются профили с малыми радиусом закругления носка, относительными толщиной  $\bar{c} = 8 \div 9\%$ , кривизной  $\bar{f} = 0 \div 2\%$ , симметричные или близкие к ним, у которых наибольшая толщина расположена на  $45 \div 50\%$  хорды от ребра атаки. Для улучшения характеристик устойчивости создают аэродинамическую крутку.

Фюзеляж выполняют тонким, с большим удлинением  $\lambda_\phi = l_\phi / d_\phi$ , сигарообразной формы. Носовая и хвостовая части фюзеляжа обычно заостряются. Поперечное сечение фюзеляжа определяется в соответствии с «правилами площадей», смысл которого сводится к тому, что площадь поперечного сечения фюзеляжа в месте присоединения крыла должна быть уменьшена на величину площади сечения крыла поперечной плоскостью.

Фонарь кабины пилотов существенно деформирует поток, поэтому он не должен располагаться на месте наибольшей толщины фюзеляжа. Стараются фонарь вписать в контуры фюзеляжа.

Оперение. Увеличение  $M_{кр}$  горизонтального и вертикального оперения достигается так же, как и крыла, применением скоростных профилей, увеличением стреловидности и уменьшением удлинения. Улучшение характеристик продольной и путевой устойчивости и управляемости обеспечивается увеличением площадей горизонтального и вертикального оперения и применением цельноповоротных стабилизаторов и килей.

Аэродинамическая компоновка. Скоростные реактивные самолёты строятся чаще всего по схеме среднепланов. Уменьшение вредного взаимного влияния частей самолетов достигается размещением их таким образом, чтобы максимальная толщина профиля крыла  $C_{\max}$  не находилась в одной плоскости с наибольшим сечением фюзеляжа, а максимальная толщина киля — в одной плоскости с максимальной толщиной стабилизатора. Поэтому крыло и стабилизатор скоростных самолётов относительно фюзеляжа и киля сдвинуты назад. Горизонтальное оперение относительно крыла смещают вверх и вниз.

## **Тема 1.4. Воздушный винт.**

### **Занятие № 1.**

#### **1. Назначение воздушного винта, краткая история развития.**

Винты, взаимодействующие с воздушной средой, получили название воздушных. Если ВВ преобразует энергию вращения в энергию движущегося воздуха, то он называется *вентилятором*, если воспринимает энергию воздушного потока (ветра) и преобразует её в энергию вращения, - *ветровым двигателем*, а если преобразует энергию вращения в энергию поступательного движения (работу силы тяги), то *гребным винтом* и выполняет роль движителя.

В авиации используются гребные винты. Воздушный винт предназначен для создания силы тяги. Он преобразует энергию вращения вала двигателя в энергию поступательного движения самолета путем отбрасывания воздуха в направлении, обратному полету.

Первый проект гребного винта был разработан Даниилом Бернулли в 1752 г. В 1848 г. военный инженер И. А. Амосов построил первый винтовой фрегат «Архимед». В 1851г. Н. Архангельский предложил использовать для перемещения «аэростатической машины» быстровращающиеся винтообразные паруса. На первом самолёте А. Ф. Можайского был использован в качестве движителя воздушный винт.

Теория воздушных винтов была впервые создана Н.Е. Жуковским (1909 – 1918 г.г.) и получила дальнейшее развитие в работах В.П. Ветчинкина, М. В. Келдыша, Л. С. Лейбензона. Инженерные методы расчета винтов были разработаны Б.Н. Юрьевым, Г. Х. Сабининым, Г. И. Кузьминым.

В качестве движителей воздушные винты находят применение на поршневых и турбовинтовых самолетах, вертолетах, дирижаблях, аэросанях.

## 2. Основные элементы В.В. Геометрические и кинематические параметры В.В.

Основные элементы В.В.

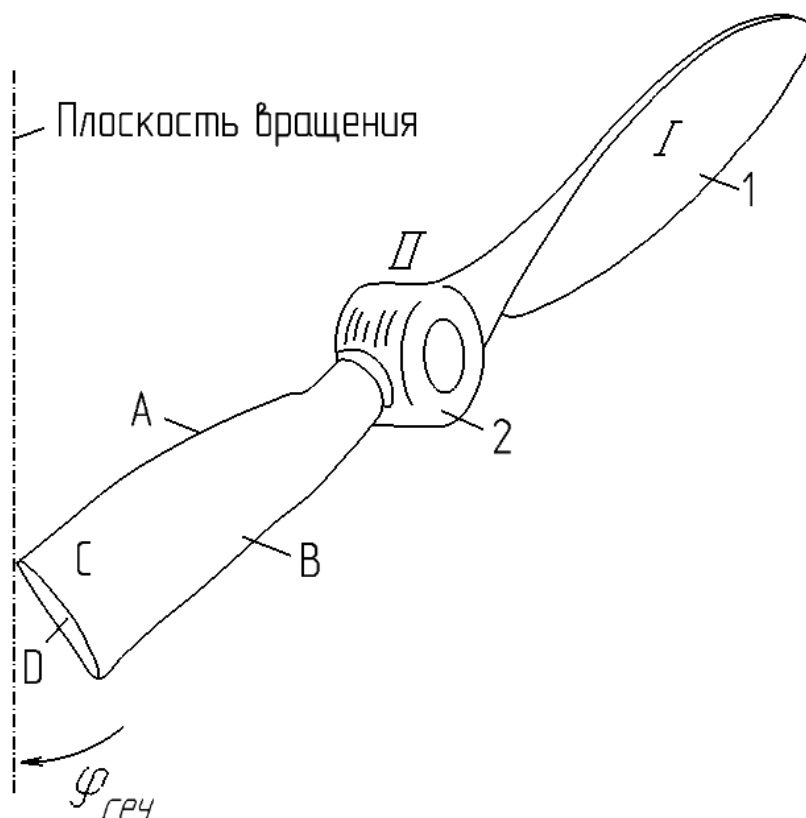


Рис.58. Элементы воздушного винта.

Основной частью воздушного винта являются лопасти 1, которые создают силу тяги. Передняя кромка лопасти В называется ребром атаки, задняя А – ребром обтекания. Поверхность D, которой лопасть отбрасывает воздух, называется рабочей поверхностью, противоположная ей С – спинкой лопасти. Для крепления лопасти её корневая часть сделана цилиндрической. Угол между хордой сечения лопасти и плоскостью вращения винта называется установочным углом сечения  $\varphi_{сеч}$ . Втулка 2 винта соединяет лопасти в единое целое и обеспечивает крепление винта на валу редуктора.

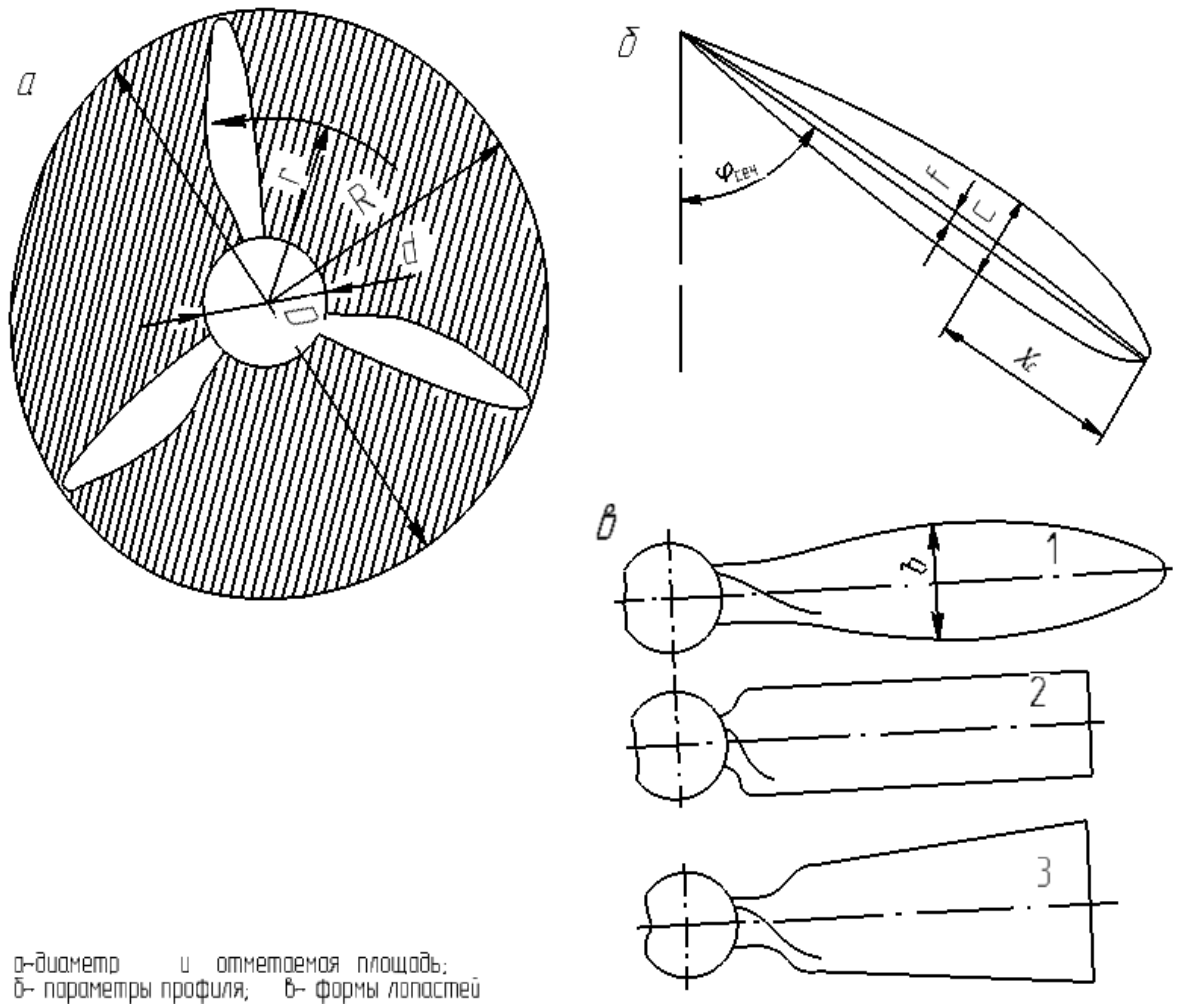


Рис.59. Геометрия В.В.

Диаметром винта является диаметр круга, ометаемый винтом при вращении. Диаметр винта определяется его назначением и условиями работы. Диаметры современных воздушных винтов  $D=3\div 6\text{ м}$ . Расстояние лопастей от поверхности земли должно быть не менее  $200\div 250\text{ мм}$ .

Радиусом сечения  $r$  называется расстояние от оси винта до данного сечения. Отношение радиуса сечения к радиусу винта называется относительным радиусом  $\bar{r}=r/R$ . Диаметр нерабочей части винта (втулки)  $d=0,2D$ .

Ометаемой площадью называется площадь диска, ограниченная окружностью, ометаемой концами лопастей и втулкой винта

$$S_{om} = (\pi D^2/4) - (\pi d^2/4); \text{ или } S_{om} = (0,94\div 0,97)\pi D^2/4.$$

Практически ометаемая площадь принимается равной площади ометаемого круга.

*Профиль и форма лопасти.* Профиль – сечение лопасти плоскостью, параллельной оси вращения. Форма профиля лопасти определяется следующими параметрами:



относительной толщиной  $\bar{c} = (c/b) \cdot 100\%$  ;  
 относительной кривизной  $\bar{f} = (f/b) \cdot 100\%$  ;  
 относительной координатой  $\bar{x}_c = (x_c/b) \cdot 100\%$  ;  
 относительной толщиной  $\bar{v} = (b/D) \cdot 100\%$  .

Форма лопасти чаще всего бывает овальной 1, для скоростных винтов не исключены веслообразная 3 и прямоугольная 2 формы лопастей.

*Число лопастей.* Увеличение числа лопастей является одним из способов увеличения энергоёмкости винта. На современных самолетах чаще всего применяют трёх-, четырёхлопастные винты.

*Установочный угол.* Номинальным углом установки лопасти  $\varphi_{0,75}$  называется угол установки сечения, отстающего от оси вращения на  $r = 0,75R$ . Так же, как крыло, лопасти имеют аэродинамическую и геометрическую крутку.

По роду действия воздушные винты бывают тянущие и толкающие.

*Кинематические параметры ВВ* характеризуют его механическое движение.

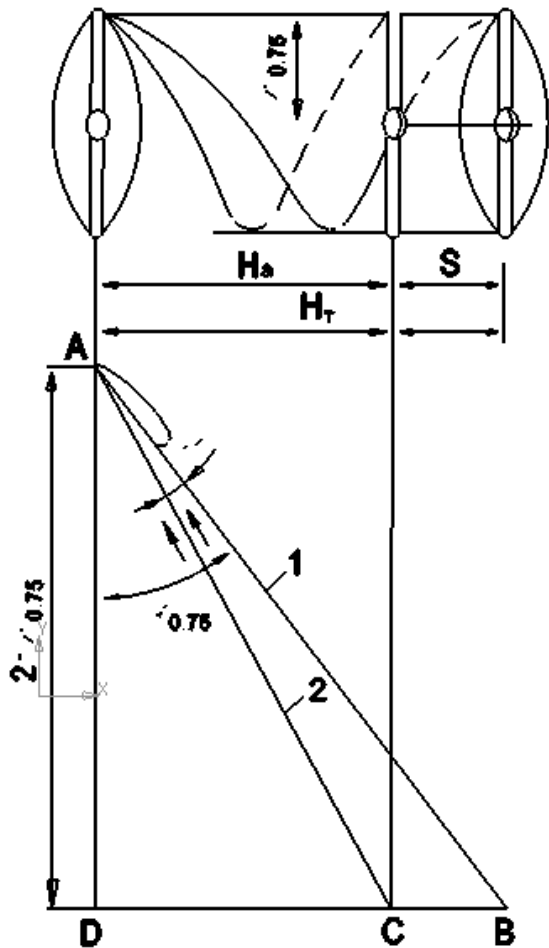


Рис.60. Кинематические параметры ВВ.

*Теоретический (геометрический) шаг винта  $H_T$*  - это расстояние, проходимое за один оборот в твёрдой среде (как в гайке) расчётным сечением лопасти, расположенным от оси вращения на расстоянии  $r = 0,75R$ .

Расчётное сечение лопасти, отстоящее на расстоянии  $r = 0,75R$  от оси вращения винта, движется по некоторой винтовой линии, лежащей на поверхности цилиндра – «гайка». Основание цилиндра является плоскостью вращения винта. Развёртка окружности  $AD = 2\pi r$ . Линия  $AB$  - развёртка винтовой линии, по которой расчётное сечение лопасти перемещается в «гайке».  $DB$  - теоретический шаг лопасти. Угол между  $AD$  и  $AB$  является установочным углом лопасти  $\varphi_{0,75}$ . Теоретический шаг винта находится в прямой зависимости от установочного угла:  $H_T = 2\pi r_{0,75} \operatorname{tg} \varphi_{0,75}$ .

*Поступью воздушного винта  $H_a$*  называется расстояние, проходимое воздушным винтом за один оборот в воздухе. Линия  $AC$  является развёрткой винтовой линии, по которой расчётное сечение лопасти перемещается в воздухе;  $DC$  - поступь воздушного винта.

Линия  $AC$  определяет направление набегающего потока, т.к. является развёрткой винтовой линии, по которой перемещается в воздухе расчётное сечение лопасти. Поэтому угол между хордой этого сечения лопасти и прямой  $AC$  является углом атаки лопасти  $\alpha$ .

*Скольжение воздушного винта.* На развёртке «гайки» скольжение  $S$  представлено отрезком  $BC$ .  $S = H_T - H_a$ . Из рисунка видно, что появление угла атаки вызвано скольжением винта. Чем больше оно, тем больше угол атаки  $\alpha$ .

Винты построены таким образом, что имеют вдоль лопасти переменные установочный угол и теоретический шаг.

*Относительная поступь  $\lambda = H_a/D$*  – отношение поступи воздушного винта к его диаметру.

Выразим поступь винта через скорость полёта. Скорость полёта – это путь, который проходит самолёт, а вместе с ним и винт, за одну секунду в течении которой он совершает  $n_c$  оборотов. Поэтому поступь как путь, пройденный винтом за один оборот в воздухе, определится как  $H_a = v/n_c$ .

### **3. Треугольник скоростей элемента лопасти воздушного винта.**

Каждый элемент лопасти совершает сложное движение: поступательное вместе с центром тяжести самолета ( $v$  - скорость полёта) и вращательное относительно оси вращения винта ( $U$  - окружная скорость).  $W$  - истинная скорость элемента лопасти винта.

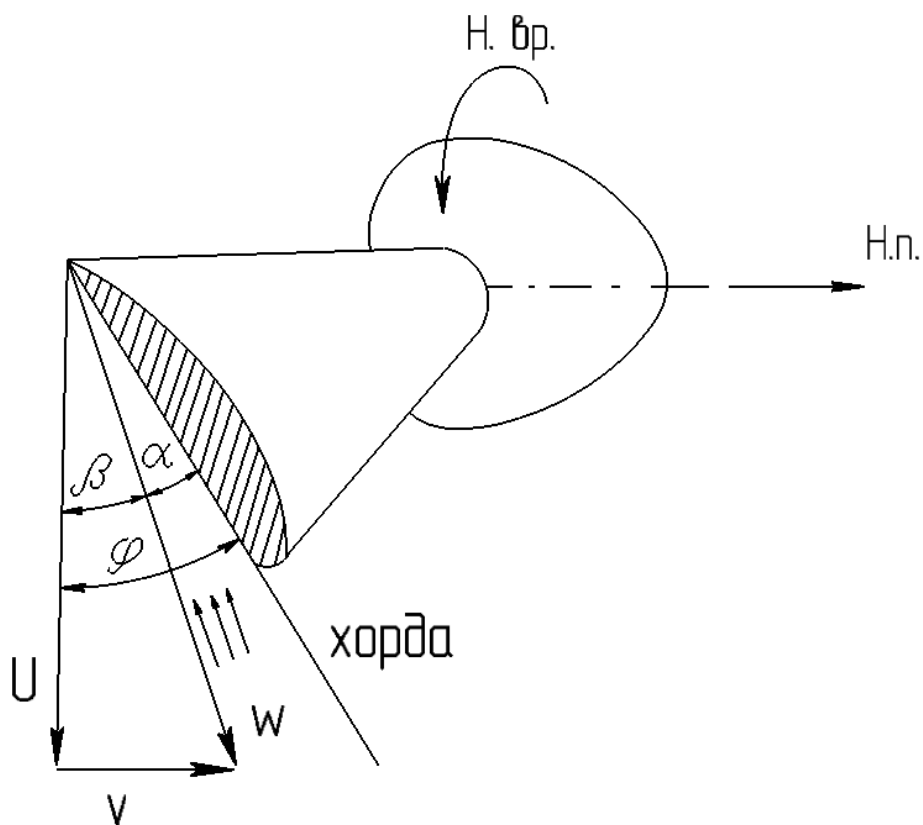


Рис.61. Треугольник скоростей элемента лопасти.

Угол между вектором истинной скорости элемента лопасти  $W$  и плоскостью вращения называется углом притекания потока  $\beta$ .

$$\operatorname{tg} \beta = (v/U),$$

где  $v$  - поступательная скорость элемента лопасти.

$U$  - скорость вращения элемента лопасти.

Угол между вектором истинной скорости и хордой элемента лопасти называется углом атаки элемента лопасти  $\alpha$ . Он зависит от установочного угла элемента лопасти и угла притекания  $\alpha = \varphi - \beta$ ;  $\alpha = \varphi - \operatorname{arctg}(v/U)$ .

#### 4. Зависимость угла атаки элемента лопасти от скорости полета, окружной скорости и установочного угла.

При увеличении скорости полета угол атаки элемента лопасти уменьшается и может стать равным нулю, а при очень большой скорости (пикировании) даже отрицательным. При уменьшении скорости полета угол атаки увеличивается. Во время пробы двигателя на месте угол атаки элемента лопасти наибольший и равен углу установки, поэтому перед взлетом винт устанавливается на минимальный угол установки, т.е. на малый шаг.

При увеличении оборотов винта окружная скорость элемента лопасти увеличивается, в результате чего его угол атаки тоже увеличивается. При уменьшении оборотов окружная скорость уменьшается, в результате чего угол атаки тоже уменьшается и при отказе двигателя становится отрицательным. В этом случае установка винта во флюгерное положение делает угол атаки равным нулю.

При изменении угла установки пропорционально изменяется и угол атаки элемента лопасти. При увеличении угла установки угол атаки увеличивается, а при уменьшении угла установки угол атаки уменьшается. При установке винта в реверс угол атаки становится отрицательным.

## Занятие № 2.

### 1. Аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти.

Элемент лопасти обтекается потоком воздуха подобно профилю крыла (рис. 62, а).

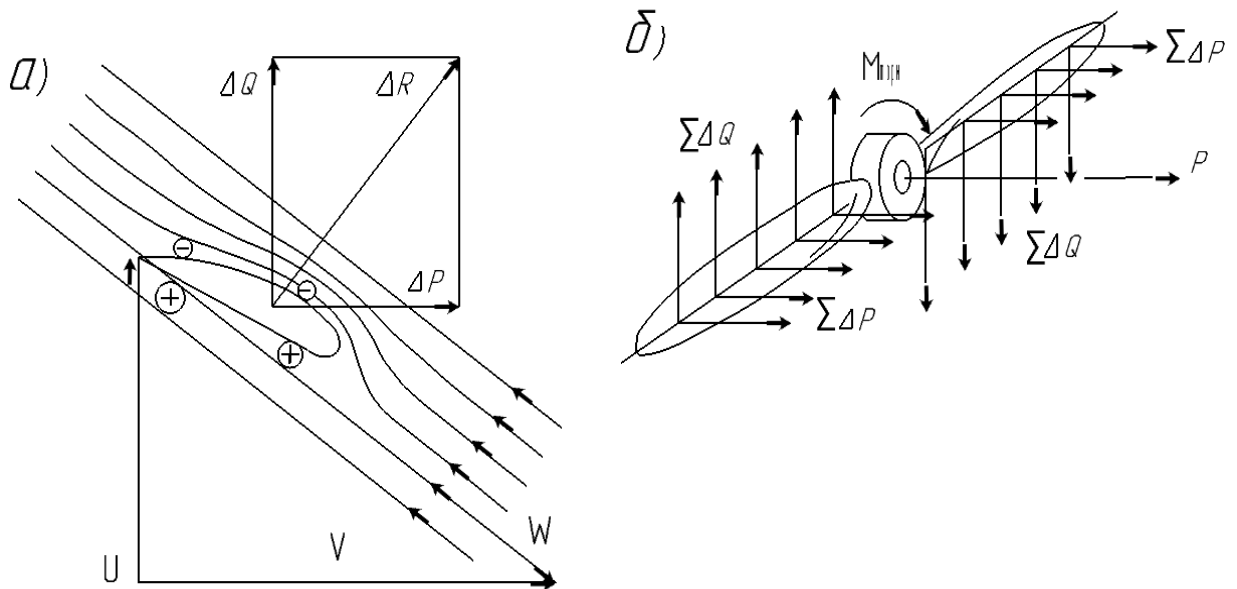


Рис.62. Аэродинамические силы воздушного винта.

Со стороны рабочей поверхности лопасти давление в потоке воздуха повышается, а со стороны спинки лопасти – понижается. В результате действия разности давлений и сил трения возникает полная аэродинамическая сила элемента лопасти винта  $\Delta R$ . Проекция этой силы на плоскость вращения винта препятствует вращению винта и поэтому называется элементарной силой сопротивления вращению  $\Delta Q$ . Проекция  $\Delta R$  на направление полета называется элементарной силой тяги  $\Delta P$ . Таким образом, каждый элемент лопасти создает две элементарные

аэродинамические силы: элементарную силу сопротивления вращению  $\Delta Q$  и элементарную силу тяги  $\Delta P$ .

## 2. Сила тяги и момент сопротивления вращению винта.

На винт в целом действуют две системы сил (рис. 62, б). Система элементарных сил тяги приводится к равнодействующей, направленной по оси вращения винта в сторону полёта. Эта равнодействующая и является силой тяги винта.

Сила тяга воздушного винта вычисляется по формуле

$$P_B = \alpha_B \rho n_C^2 D^4,$$

где  $P_B$  - сила тяги,  $H$ ;

$\alpha_B$  - коэффициент силы тяги, зависящий от угла атаки лопастей и их формы; он определяется экспериментально, является безразмерной величиной;

$\rho$  - плотность воздуха,  $кг/м^3$ ;

$n_C$  - частота вращения воздушного винта,  $1/с$ ;

$D$  - диаметр винта,  $м$ .

При постоянной частоте вращения сила тяги  $BV$  зависит от высоты и скорости полёта, т.к. изменение высоты полёта вызывает изменение плотности  $\rho$ , а изменение скорости полёта – коэффициент силы тяги  $\alpha_B$ .

Характеристика  $BV$  для тяги выражает зависимость силы тяги от скорости полёта для данной частоты вращения  $BV$  на данной высоте полёта.

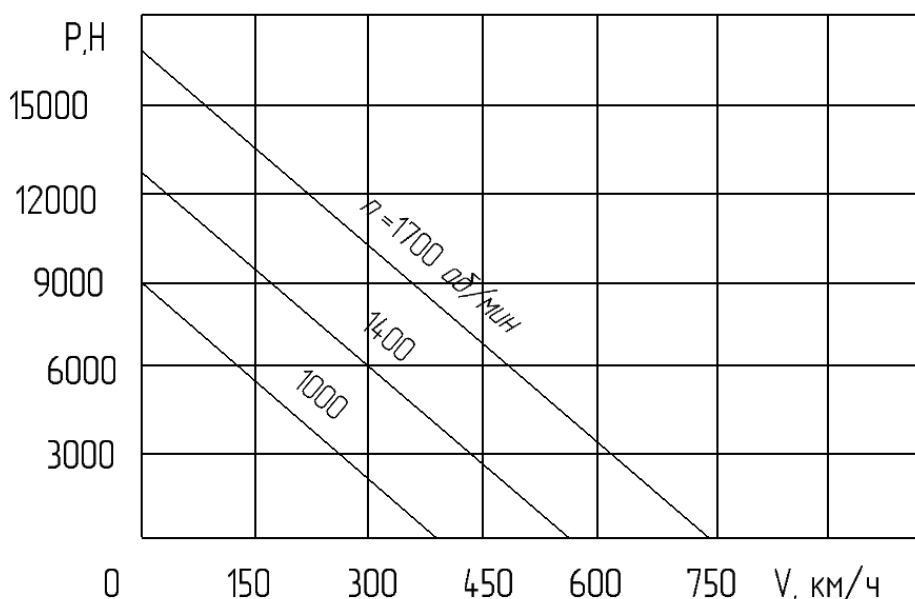


Рис.63. Характеристика  $BV$  для тяги.

Обычно её строят для высоты  $H=0$ , и в одной системе координат вычерчивают несколько характеристик. Для других высот тяга воздушного

винта

$$P_H = P_0 (\rho_H / \rho_0)$$

где  $P_0$  - сила тяги, определённая по характеристике для  $H = 0$  при заданной скорости полёта и данной частоте вращения винта;

$\rho_H / \rho_0$  - относительная плотность, определяется по таблице СА.

Система элементарных сил сопротивления вращению приводится к паре сил, препятствующей вращению винта. Момент этой пары сил называется моментом торможения  $M_{\text{торм}}$  или моментом сопротивления вращению.

### 3. Совместная работа воздушного винта и двигателя, «тяжелый» и «легкий» винт.

Понятие о «лёгком» и «тяжёлом» винте. Постоянство частоты вращения винта свидетельствует о том, что  $M_{\text{торм}}$  воздушного винта равен  $M_{\text{кр}}$  двигателя. Уменьшение частоты вращения винта означает, что  $M_{\text{торм}} > M_{\text{кр}}$ , т.е. винт для двигателя «тяжелый», а увеличение частоты вращения винта – что  $M_{\text{торм}} < M_{\text{кр}}$ , т.е. винт для двигателя «легкий».

Совместная работа винта и двигателя.

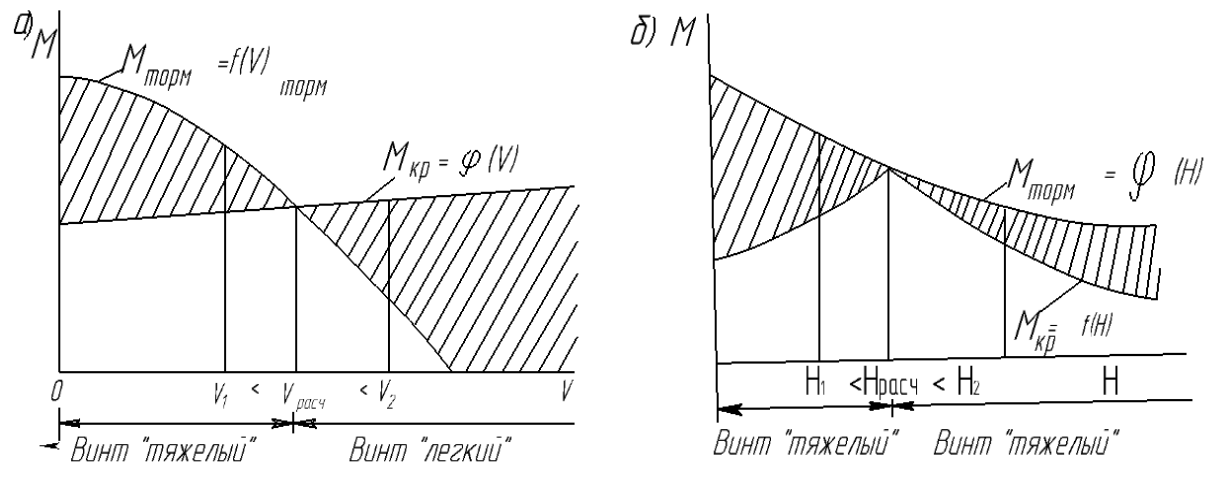


Рис.64. Совместная работа винта и двигателя.

Крутящий момент двигателя  $M_{\text{кр}}$  почти не зависит от скорости полета, в то время как момент сопротивления вращению  $M_{\text{торм}}$  с увеличением скорости уменьшается (рис. 64, а), т.к. при  $\varphi = \text{const}$  уменьшается углы атаки лопастей. При некоторой скорости полёта, называемой расчетной  $v_{\text{расч}}$ ,

момент торможения винта и крутящий момент двигателя равны  $M_{\text{торм}} = M_{\text{кр}}$ , следовательно винт соответствует мощности двигателя. При  $v_1 < v_{\text{расч}}$  момент  $M_{\text{торм}}$  оказывается больше момента  $M_{\text{эд}}$ , винт становится для двигателя «тяжелым», при скорости  $v_2 > v_{\text{расч}}$  момент  $M_{\text{торм}}$  оказывается меньше  $M_{\text{кр}}$ , винт становится для двигателя «легким».

На совместную работу винта и двигателя оказывает влияние и высота полета (рис. 64, б). Винт подбирают для расчетной высоты полета  $H_{\text{расч}}$ , поэтому  $M_{\text{торм}} = M_{\text{кр}}$ , т.е винт соответствует мощности двигателя. При  $H_1 < H_{\text{расч}}$  и  $H_2 > H_{\text{расч}}$  винт становится для двигателя «тяжелым».

#### 4. Винты фиксированного шага (ВФШ) и изменяемого шага (ВИШ).

Лопастей винта фиксированного шага (ВФШ) жестко соединены со втулкой, поэтому установочные углы сечений лопастей постоянны,  $\varphi = \text{const}$ . Основным недостатком ВФШ состоит в том, что соответствие винта мощности двигателя обеспечивается только на расчетном режиме при  $v_{\text{расч}}$  и  $H_{\text{расч}}$ . На всех других скоростях и высотах полета ВФШ оказывается для двигателя «легким» и «тяжелым», а это препятствует полному использованию мощности двигателя.

Лопастей винта изменяемого шага (ВИШ). Имеют возможность изменять в полете установочные углы  $\varphi \neq \text{const}$  и за счет этого сохранять соответствие винта мощности двигателя на всех скоростях и высотах лётного диапазона. Если из-за увеличения скорости полета  $M_{\text{торм}}$  уменьшается, то лопасти ВИШ автоматически поворачиваются в сторону увеличения угла  $\varphi$ , т.е. ВИШ переходит на большой шаг, «затяжеляется» (рис. 65, б).

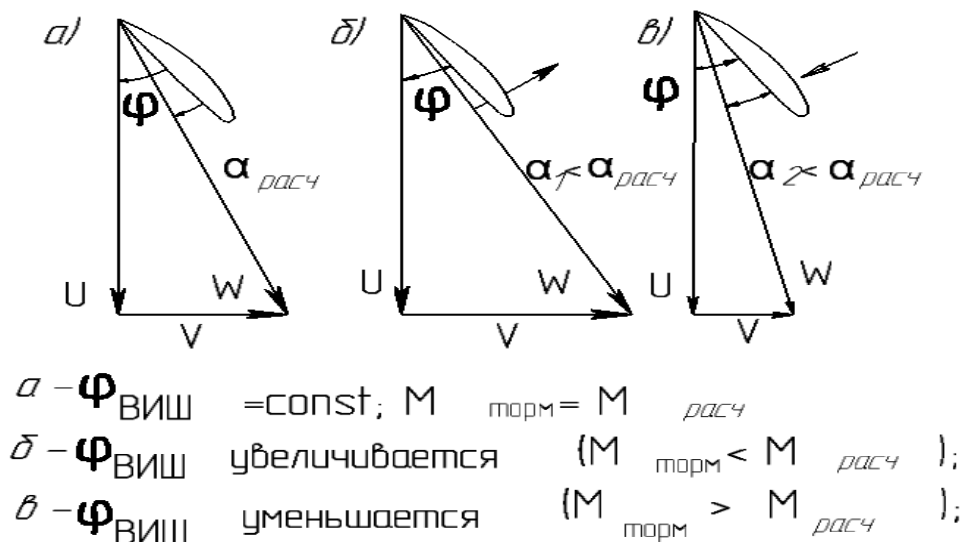


Рис.65. Принцип действия ВИШ.

Если же  $M_{\text{торм}}$  увеличивается, то лопасти ВИШ автоматически уменьшают установочный угол  $\varphi$ , т.е. ВИШ переходит на малый шаг, «облегчается» (рис. 65, в). Так как на всех режимах полета сохраняется равенство  $M_{\text{торм}} = M_{\text{кр}}$ , это и обеспечивает полное использование мощности двигателя.

За счет применения винтов изменяемого шага значительно улучшаются летные характеристики самолёта и повышается экономичность. Вертикальная скорость при подъёме увеличивается на 20–30%, потолок самолёта повышается на 10–15%, дальность и продолжительность полёта увеличиваются на 15–20%, длина и время разбега сокращаются на 30–40%, а полезная нагрузка увеличивается на 10–15%.

На всех современных самолетах устанавливаются ВИШ. Они имеют следующие разновидности: флюгерные, реверсивные, соосные, туннельные (рис. 66).

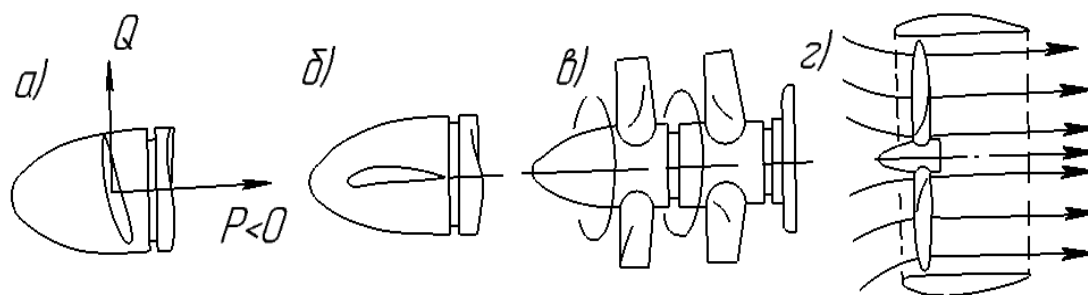


Рис. 66. Современные воздушные винты.

Флюгерным называется ВИШ, лопасти которого могут устанавливаться в направлении полёта. Сопротивление зафлюгерованного винта значительно меньше, чем самовращающегося. У многодвигательных самолётов с разнесёнными двигателями отказ двигателя сопровождается возникновением заворачивающего момента. Флюгерованием винта можно этот момент уменьшить. Флюгерные винты применяются очень широко на самолётах ГА.

Реверсивным считается ВИШ, лопасти которого могут устанавливаться на малые или отрицательные  $\varphi$  и создают при этом отрицательную тягу. Применение реверсивных винтов значительно сокращает длину пробега.

Соосные винты состоят из двух ВИШ, расположенных друг за другом, вращающихся в разные стороны вокруг общей геометрической оси. Соосный винт имеет высокий к.п.д., так как отсутствуют потери энергии на закрутку потока за винтами. Второе преимущество соосных винтов состоит в том, что уравниваются реактивный и гироскопический моменты. Соосные винты установлены на самолётах Ту-114, Ан-22, Ан-170. Они впервые были применены А. Г. Уфимцевым в 1910г.

Туннельным называется винт, помещенный в профилированное кольцо



– туннель. Эти винты имеют более высокий к.п.д. за счёт уменьшения потерь энергии на отбрасывание струи. они используются на самолётах вертикального взлёта и посадки.

Примером ВИШ могут служить винты АВ-72 конструкции Жданова, установленные на самолёте Ан-24. Это четырёхлопастные тянущие флюгерные, реверсивные винты. Установочный угол флюгирования  $\varphi_\delta = 92^\circ 30'$ , а реверса тяги -  $\varphi_\delta = 8^\circ$ .

### Занятие № 3.

#### 1. Режимы работы В.В. (положительный, нулевой, самовращения, реверса).

Режимы работы винта определяется углом атаки лопастей, который изменятся в зависимости от  $v, n, \varphi$ .

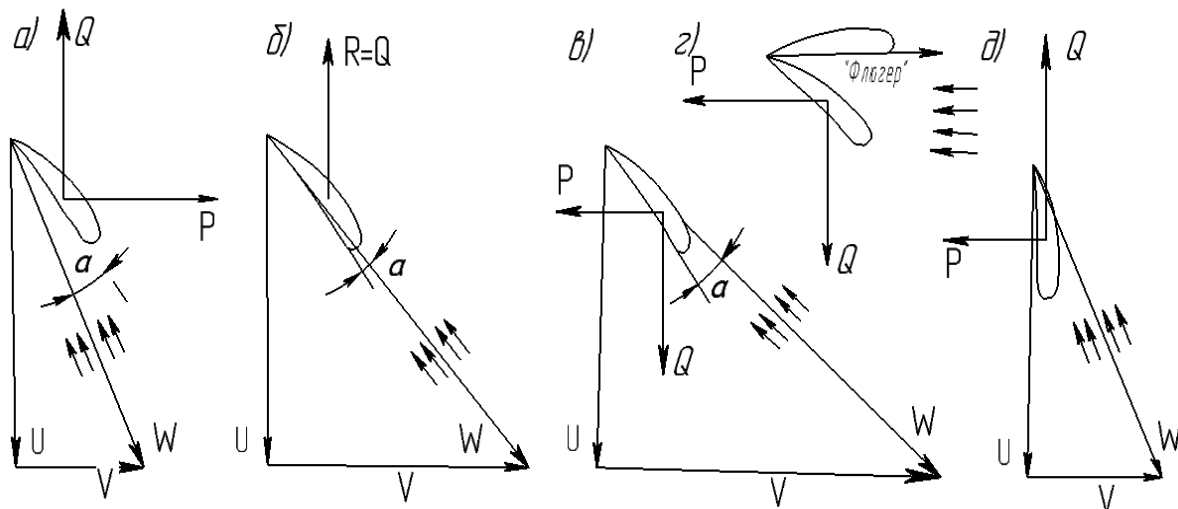


Рис.67. Режимы работы воздушного винта.

Режим положительной силы тяги создается при  $\alpha > 0$ , когда поток набегает на рабочую поверхность лопасти (рис. 67, а).

Сила тяги  $P$  направлена в сторону полета, поэтому и считается положительной. Сила  $Q$  препятствует вращению винта, поэтому винт снимает мощность с вала двигателя.

Максимальная тяга создается при работе винта на месте, когда  $v = 0$ , а угол атаки имеет максимальное значение  $\alpha_{\max} = \varphi$ .

Режим нулевой силы тяги (рис. 67, б) возникает при малом отрицательном угле атаки, когда поток набегает почти на ребро атаки лопасти. Вектор полной аэродинамической силы лопасти оказывается совмещенным с плоскостью вращения винта. Поэтому сила тяги,

представляющая собой проекцию  $R$  на направление полета,  $P=0$ . Винт создает только момент торможения  $M_{\text{торм}}$ , на уравнивание которого и затрачивается энергия вращения вала двигателя.

Режим самовращения (ветряковый) возникает при очень большом отрицательном угле атаки, когда поток набегаёт на спинку лопасти. Аэродинамические силы лопасти на этом режиме приобретают обратное направление (рис. 67, в, г). Сила тяги  $P$  – против полета и считается отрицательной,  $Q$  – в сторону вращения винта, и поэтому энергия потока воздуха, набегающего на лопасти, передается на вал двигателя. Это может вызвать раскрутку, т.е. привести к недопустимо большим частотам вращения. Раскрутка может стать причиной разрушения винта и двигателя.

При отказе одного из двигателей, расположенных на крыле, отрицательная сила тяги не только увеличивает сопротивление движению самолёта, но и создаёт неуравновешенный момент, разворачивающий самолёт в сторону отказавшего двигателя. Для уменьшения этого момента винт отказавшего двигателя вводится во «флюгер», т.е. лопасти винта поворачиваются на  $\varphi=90^\circ$  так, чтобы их хорды почти совпали с направлением полёта. Особенно опасен режим самовращения ТВД, так как из-за большого диапазона установочных углов отрицательная тяга может достигать  $40000H$  - «заброс тяги».

Образование отрицательных углов атаки лопастей и режима самовращения практически может возникнуть по следующим причинам:

1. При  $\varphi = const$  и  $v = const$  резко уменьшается частота вращения винта, например при отказе двигателя. Недостаток мощности винт воспринимает от набегающего потока воздуха.

2. При  $n = const; \varphi = const$  увеличивается скорость полёта. Скорость, при которой наступит режим самовращения, превышает допустимую по условиям прочности и может быть достигнута только на режиме снижения.

3. При  $n = const; v = const$  уменьшаются установочные углы лопастей.

Отрицательная тяга может возникнуть также при понижении температуры воздуха, так как из-за повышения сопротивления компрессора регулятор оборотов «облегчает» винт, т.е. переводит лопасти на отрицательные установочные углы. Обледенение лопастей также создаёт дефицит мощностей, провоцирующий перевод лопастей на отрицательные установочные углы.

Режим реверса тяги создается для торможения самолета при посадке (рис. 67, д). В этом случае лопасти переводятся на установочный угол, близкий к нулю. Тогда угол атаки лопастей приобретает небольшое отрицательное значение. Поток набегаёт на спинки лопастей.

Сила сопротивления  $Q$  направлена против вращения винта, поэтому винт снимает мощность с вала двигателя. Сила тяги обращена при этом против движения самолета (отрицательная тяга). Таким образом, энергия, снимаемая с вала двигателя, используется для торможения самолета.

## 2. Полезная и потребная мощность на вращение винта, КПД винта.

Полезная (располагаемая) мощность воздушного винта представляет собой работу силы тяги за 1 с:

$$N_B = \frac{A}{t} = \frac{(P_B S)}{t} = P_B v,$$

где  $N_B$  – полезная мощность воздушного винта, Вт;

$A$  – работа силы тяги, Дж;

$S$  – путь, пройденный самолётом, м;

$t$  – время полёта, с

$v$  – скорость полёта, м/с.

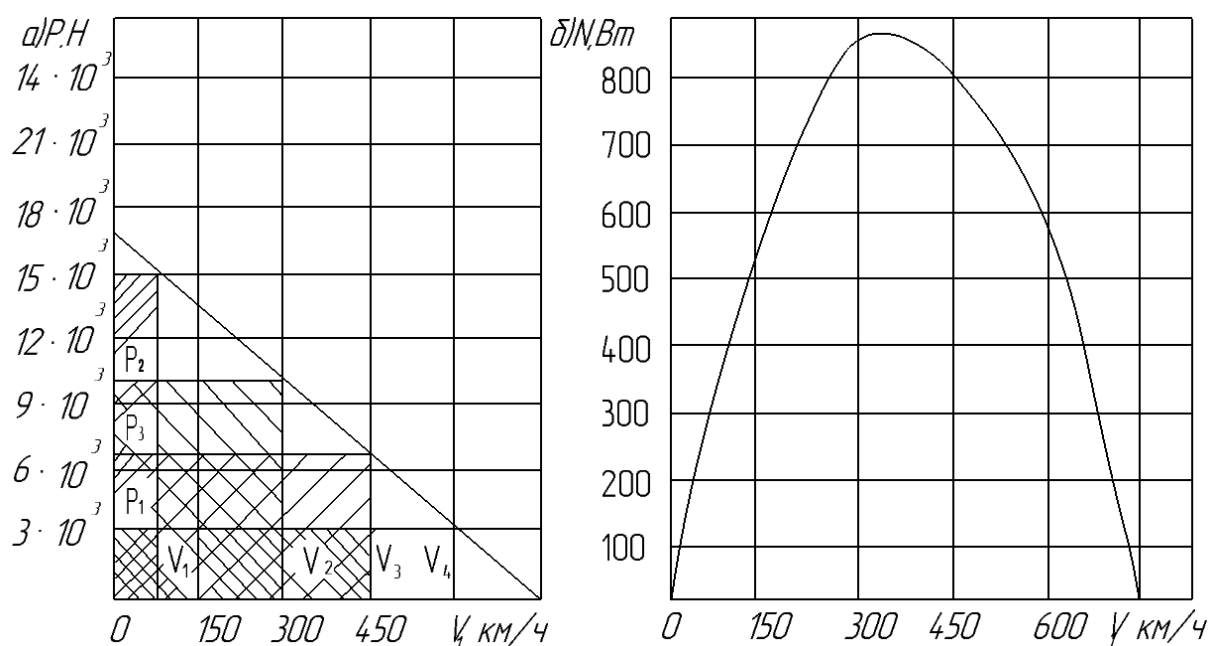


Рис.68. Характеристика воздушного винта для мощности.

На (рис. 68, а) показано, что полезная мощность винта изображается площадью прямоугольников ( $Pv$ ), которая при увеличении скорости полёта сначала увеличивается, а затем уменьшается.

Характеристика воздушного винта для мощности показывает зависимость полезной (располагаемой) мощности винта от скорости полёта для данной частоты вращения и данной высоты полёта.

Мощность, затрачиваемая для преодоления сил сопротивления вращению винта, называется *мощностью, потребной на вращение винта*.

Потребная (затрачиваемая) мощность представляет собой работу крутящего момента за 1 с:

$$N_{затр} = \beta_B \rho n_C^3 D^5,$$

где  $N_{затр}$  - мощность, затрачиваемая на вращение винта;

$\beta_B$  - коэффициент мощности определяется опытным путём и зависит от относительной поступи вина;

$\rho$  - плотность воздуха,  $кг/м^3$ ;

$n_c$  - частота вращения винта.  $1/с$ ;

$D$  - диаметр воздушного винта,  $м$ .

Коэффициентом полезного действия называется отношение полезной мощности воздушного винта к мощности, затрачиваемой на его вращение.

$$\eta_B = \frac{N_B}{N_{затр}} = \frac{\alpha_B \rho n_c^2 D^4 v}{\beta_B \rho n_c^3 D^5} = \frac{\alpha_B}{\beta_B} \cdot \frac{v}{n_c D}$$

Так как  $\frac{v}{n_c D} = \lambda$ , то  $\eta = \frac{\alpha_B}{\beta_B} \lambda$

Из формулы видно, что к.п.д. винта находится в прямой зависимости от относительной поступи  $\lambda$ , которая увеличивается при уменьшение частоты вращения и диаметра винта. Поэтому для повышения к.п.д. воздушного винта крутящий момент передается ему через редуктор, понижающий частоту вращения.

Коэффициент полезного действия современных винтов не превышает 0,8-0,9. Это означает, что только 80-90% мощности двигателя преобразуется в энергию движения самолета. Остальную часть мощности двигателя составляют потери энергии. Особенно они возрастают при развитии волнового кризиса на лопастях винта, поэтому увеличение  $M_{кр}$  для винта имеет не меньшее значение, чем для крыла. С целью увеличения  $M_{кр}$  используют скоростные профили, уменьшают скорости обтекания лопастей, применяя винты малого диаметра с большим числом лопастей и редукторы, понижающие частоту вращения винта. Из-за проявления сжимаемости на больших скоростях полёта к.п.д. винта уменьшается на  $\Delta\eta = 0,5(M - 0,85)$ .

Так же, как полезная мощность, к.п.д. винта зависит от скорости полёта (рис. 69).

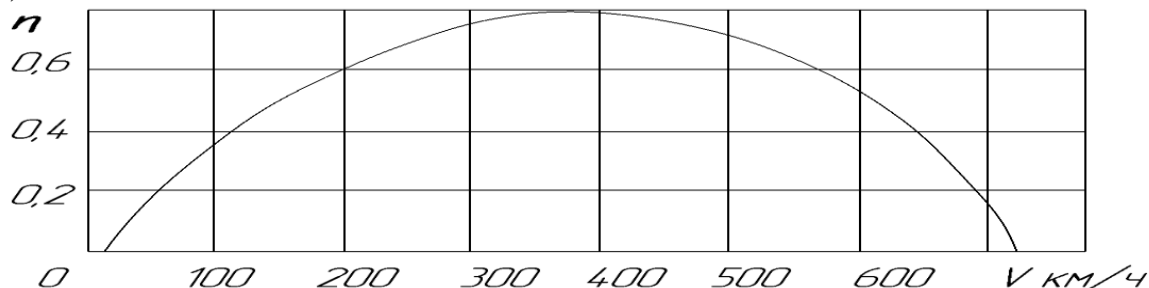


Рис. 69. Зависимость к.п.д. винта от скорости полёта.

Так, например, винты АВ-72 самолёта Ан-24 при скорости полёта  $v = 450 км/ч$  имеют к.п.д.=0,86, а при скорости отрыва  $v = 180 км/ч$  - к.п.д.=0,59.

## Раздел 2. Динамика полёта.

### Тема 2.1. Режимы установившегося движения самолета.

#### Занятие № 1.

##### 1. Понятие об установившемся движении самолета.

Динамика полета изучает взаимодействие самолета с потоком воздуха, рассматривая движение его центра масс как поступательное движение материальной точки. Все силы, действующие на самолёт, условно считаются приложенными в центре масс, а моменты – уравновешенными отклонениями рулей.

Если все силы и моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, то движение называют установившимся, так как самолет при этом движется равномерно и прямолинейно.

##### 2. Схема сил и уравнение горизонтального полета.

Режимом горизонтального полёта называется установившееся равномерное прямолинейное движение самолёта в горизонтальной плоскости, т.е. на постоянной высоте. ГП – основной эксплуатационный режим полёта самолётов ГА. Параметры ГП:  $v = const; H = const; \theta = 0^\circ$ .

Все силы, действующие на самолет, условно считают приложенными в центре масс (рис. 70).

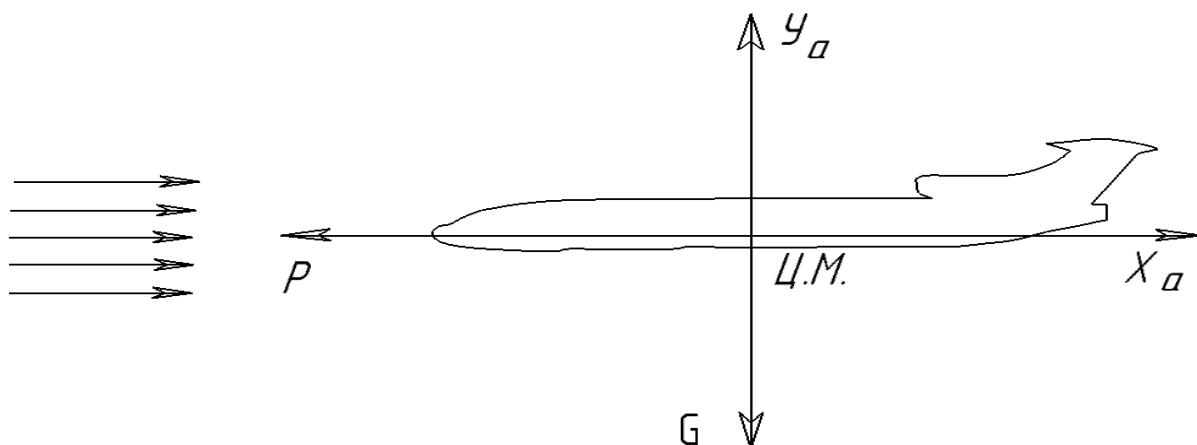


Рис.70. Схема сил, действующих на самолёт в ГП.

Подъемная сила  $Y_a$  направлена перпендикулярно потоку воздуха вверх, сила лобового сопротивления  $X_a$  – по потоку, сила тяги  $P$  – по направлению полета, а сила веса  $G$  – всегда вертикально вниз. Все эти силы лежат в плоскости симметрии самолёта.

Для равновесия плоской системы сходящихся сил необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций сил на каждую из осей была равна нулю:  $\Sigma F_{Y_a} = Y_a - G = 0; \Sigma F_{X_a} = P - X_a = 0$ .

После преобразования уравнения приобретают вид:

$Y_a = G$  - условие горизонтальности;

$X_a = P$  - условие равномерности.

### 3. Скорость, тяга, мощность, необходимая для горизонтального полета.

Потребная скорость – это скорость, необходимая для выполнения режима ГП.

Составим систему уравнений, используя формулу подъемной силы и условие горизонтальности:

$$Y_a = C_{Y_a} S (\rho v_{номп}^2 / 2); Y_a = G.$$

Решив эту систему уравнений относительно скорости, получим

$$v_{номп} = \sqrt{(2G) / (C_{Y_a} S \rho)},$$

где  $v_{номп}$  – потребная для ГП скорость, м/с ;

$G/S$  – удельная нагрузка на крыло, Н/м<sup>2</sup> ;

$\rho$  - плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup> .

Таким образом, потребная скорость зависит от удельной нагрузки на крыло, высоты полёта и угла атаки. Увеличение угла атаки вызывает увеличение коэффициента  $C_{Y_a}$  и уменьшение потребной скорости  $v_{номп}$  .

При ГП на  $\alpha_{кр}$  коэффициент  $C_{Y_a}$  максимальный, поэтому потребная скорость минимальна (теоретически):  $v_{мин} = \sqrt{(2G) / (C_{Y_a \max} S \rho)}$

Практически полёт на  $v_{мин}$  не допускается, так как может привести к потере скорости. Действительно, если угол атаки случайно станет больше критического, то коэффициент  $C_{Y_a}$  резко уменьшится и станет меньше  $C_{Y_a \max}$  , и скорость  $v_{мин}$  окажется уже не достаточной для ГП. Самолёт будет «проваливаться». Это явление называется потерей скорости.

Потребная сила тяги – это тяга, необходимая для выполнения режима горизонтального полета (уравновешивания силы лобового сопротивления).

Формула потребной силы тяги выводится из системы уравнений равновесия сил при горизонтальном полете:

$$Y_a = G; X_a = P_{\text{нотр}}.$$

Поделив первое уравнение на второе, получим  $Y_a/X_a = G/P_{\text{нотр}}$ .

Отношение  $Y_a/X_a$  представляет собой аэродинамическое качество самолета:

$$K = G/P_{\text{нотр}}, \text{ откуда } P_{\text{нотр}} = G/K,$$

где  $P_{\text{нотр}}$  - потребная сила тяги,  $H$ ;

$G$  - вес самолёта,  $H$ ;

$K$  - аэродинамическое качество.

Из выражения следует, что потребная сила тяги зависит от веса самолёта и его аэродинамического качества. Но косвенно потребная сила тяги зависит и от угла атаки самолёта, так как от него зависит аэродинамическое качество. При полёте на угле атаки  $\alpha_{\text{нв}}$  тяга, необходимая для ГП, минимальна, так как аэродинамическое качество максимально:  $P_{\text{мин}} = G/K_{\text{макс}}$ .

Потребная мощность – это мощность, необходимая для выполнения режима ГП. Она измеряется работой, которую совершает потребная сила тяги за 1 с:

$$N_{\text{нотр}} = A/t = (P_{\text{нотр}}S)/t,$$

где  $N_{\text{нотр}}$  - потребная мощность, Вт;

$P_{\text{нотр}}$  - потребная сила тяги,  $H$ ;

$A$  - работа, Дж;

$S$  - путь, пройденный самолётом в ГП, м;

$t$  - продолжительность полёта, с.

После соответствующих подстановок  $S/t = v$  и  $P_{\text{нотр}} = G/K$  в полученное выражение имеем:  $N_{\text{нотр}} = Gv/K$ .

#### 4. Продолжительность, дальность, экономичность Г.П.

Под продолжительностью полёта  $T$  понимается время, выраженное в часах, в течение которого самолет может совершать полет без дополнительной заправки топливом. Продолжительность полета складывается из времени, затрачиваемого на взлет, набор заданной высоты полета (эшелона), горизонтальный полет, снижение и посадку.

Для определения продолжительности горизонтального полета должны быть известны масса запаса топлива для горизонтального полета  $m_T$  и его часовой расход  $c_h$ , так как  $T = m_T/c_h$ .

Определение продолжительности горизонтального полета самолета с ТРД производится следующим образом. Часовой расход топлива для данной силовой установки

$$c_h = c_e P_{CV},$$

где  $c_h$  - часовой расход топлива, кг/ч;

$c_e$  - удельный расход топлива, кг/Н·ч;

$P_{CV}$  - тяга силовой установки, Н.

Тяга  $P_{CV}$ , создаваемая силовой установкой в горизонтальном полете, равна тяге  $P_{номр}$  и поэтому зависит от скорости полета. После того как найдены все исходные величины, часовой расход топлива и продолжительность полета вычисляются как:

$$c_h = c_e P_{номр}; T = m_T / (c_e P_{номр}).$$

Но так как для горизонтального полета  $P_{номр} = G/K$ , то после соответствующей подстановки получим формулу  $T = (m_T K) / (c_e G_{сам})$ , из которой следует, что продолжительность горизонтального полета реактивного самолета зависит от запаса топлива, его удельного расхода, веса самолета и его аэродинамического качества.

Наибольшую продолжительность полёта реактивный самолёт будет иметь при полёте на наивыгоднейшей скорости, так как при угле атаки  $\alpha_{НВ}$  аэродинамическое качество максимально ( $K_{max}$ ):

$$T_{max} = (m_T K_{max}) / (c_e G_{сам}).$$

*Определение продолжительности горизонтального полёта поршневого самолёта.* Часовой расход топлива поршневого двигателя  $c_h = c_e \cdot N_e$ ,

где  $c_e$  - удельный расход топлива, кг/Вт,

$N_e$  - эффективная мощность двигателя, Вт.

Мощность силовой установки зависит от мощности, потребной для ГП

$$N_{CV} = \Sigma N_e = N_{номр} / \eta,$$

где  $\eta$  - к.п.д. винта.

После соответствующей подстановки получим следующие формулы для определения часового расхода топлива и продолжительности ГП:

$$c_h = c_e (N_{номр} / \eta); T = (m_T \eta) / (c_e N_{номр}).$$

Продолжительность полёта поршневого самолёта зависит от запаса топлива, его удельного расхода и потребной для ГП мощности. Косвенно продолжительность полёта поршневого самолёта зависит и от массы самолёта, так как  $N_{номр} = (Gv/K) = (mgv/K)$ .

Наибольшую продолжительность полёта самолёт будет иметь при  $N_{номр} = N_{min}$ , т.е. при экономической скорости полёта на экономическом угле атаки  $\alpha_{э}$ .

Дальность полета — это расстояние, выраженное в километрах, которое может пролететь самолет без заправки топливом. Дальность полета может быть определена как  $L = 3,6Tv$ .



Для самолета с ТРД дальность полета  $L = 3,6v(m_T K)/(c_e G_{сам})$ .

Приведенные формулы отражают только принцип расчета продолжительности и дальности горизонтального полета. Точный же расчет представляет большие трудности из-за необходимости учитывать непрерывное изменение массы топлива и самолета, влияние высоты полета, ветра и других факторов.

Экономическая эффективность. Одной из характеристик экономической эффективности самолёта является показатель экономичности скорости  $k_v = v/e$ , где  $v$  – скорость полета, км/ч,  $e$  – себестоимость одного тонно-километра, т·км.

Снижение стоимости 1 т·км определяет прямые выгоды, которые выражаются в рублях. Например, если годовой объем перевозок равен 250 млн. ткм, а себестоимость 1 т·км уменьшилась на 10 коп, то прямые выгоды от этого составят  $250000000 \times 0,1 = 25$  млн.руб. Увеличение скорости полета сокращает время полета и определяет таким образом косвенные выгоды.

Следовательно, для увеличения  $k_v$  и повышения экономической эффективности самолета необходимо увеличивать скорость полета и уменьшать себестоимость 1 т·км. Последнее обеспечивается увеличением полезной загрузки самолета и сокращением километрового расхода топлива  $c_{км} \cdot c_{км} = c_h/v = (c_e P_{нотр})/v = (c_e G)/(Kv)$ .

Из формулы видно, что километровый расход топлива уменьшается, а экономическая эффективность полёта увеличивается при увеличении аэродинамического качества самолёта, скорости полёта и уменьшении удельного расхода топлива. Экономическая эффективность самолёта во многом зависит от условий его эксплуатации: бережного отношения к формам и поверхности самолёта, тщательности регулирования двигателей, выбора режима полёта.

## Занятие № 2.

### 1. Кривые потребной и располагаемой силы тяги (Кривые Н. Е.

Жуковского), избыток тяги.

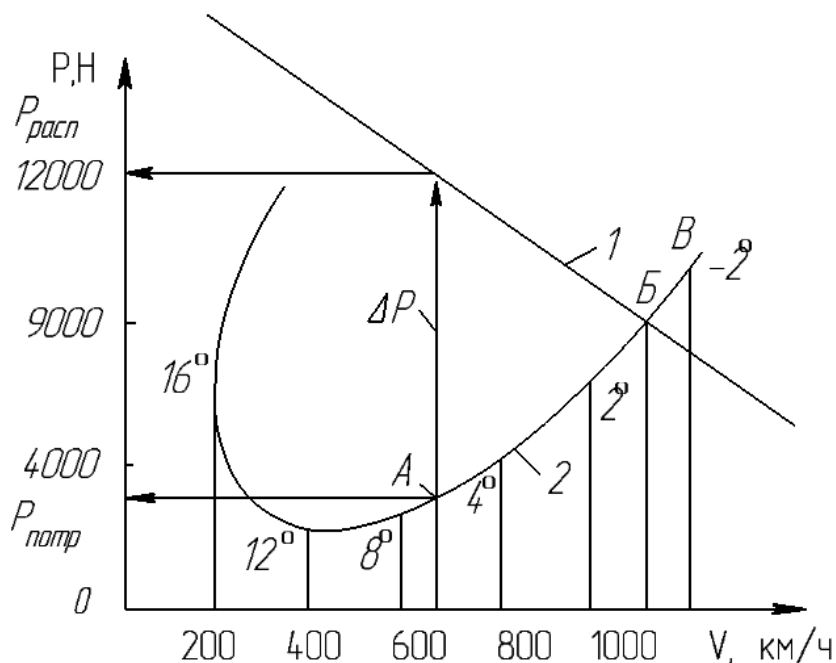


Рис.71. Кривые потребной и располагаемой тяг (кривые Жуковского).

Кривая располагаемой силы тяги *1* представляет собой характеристику силовой установки для силы тяги, построенную для определённого режима работы двигателя. Она показывает, какую силу тяги способна создать силовая установка на данной высоте при той или иной скорости полёта.

Кривая потребной силы тяги *2* показывает, какая сила тяги необходима (потребна) для выполнения ГП на данной высоте с той или иной скоростью полёта. Например, при скорости полёта  $625 \text{ км/ч}$  силовая установка создаёт (и самолёт этой тягой располагает)  $P_{расп} = 12100 \text{ Н}$ , а для выполнения ГП с этой скоростью потребна сила тяги  $P_{потр} = 3100 \text{ Н}$ .

Разность между располагаемой и потребной силой тяги при данной скорости полёта называется *избытком силы тяги*  $\Delta P = P_{расп} - P_{потр}$ .

В ГП потребная сила тяги всегда равна лобовому сопротивлению самолёта. Поэтому при  $P_{расп} = P_{потр}$  ( $\Delta P = 0$ ) силы, действующие на самолёт, взаимно уравновешены, и самолёт выполняет режим ГП (*точка В*).

Если при некоторой скорости полёта  $P_{расп} > P_{потр}$  ( $\Delta P > 0$ ), то равновесие сил нарушится (*точка А*). Самолёт при данной скорости и данном угле атаки будет набирать высоту. Если же удерживать самолёт от набора высоты уменьшением угла атаки, то он будет увеличивать скорость полёта. При некоторой скорости полёта  $P_{расп} < P_{потр}$  ( $\Delta P < 0$ ) нарушение равновесия сил приведёт к снижению самолёта при данной скорости на данном угле атаки (*точка В*). Увеличением угла атаки можно удержать самолёт от снижения, но скорость полёта при этом будет уменьшаться.

## 2. Характерные скорости ГП по тяге.

По кривым потребной и располагаемой тяг можно определить некоторые характерные скорости ГП в следующих точках:

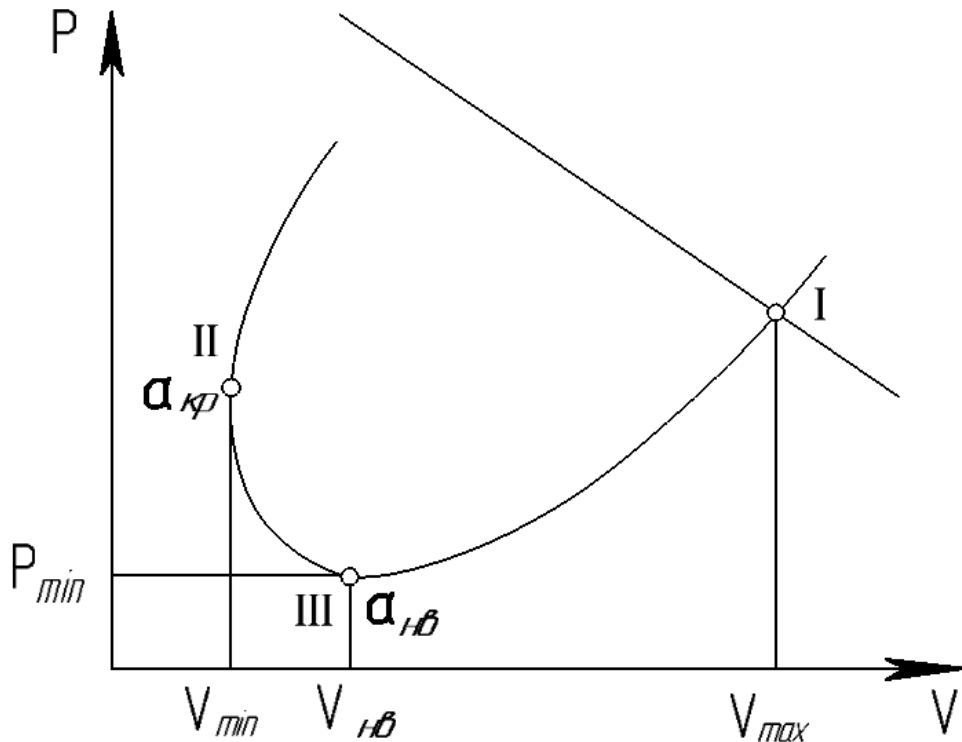


Рис.72. Характерные скорости ГП.

*I* — пересечение графиков  $P_{расп} = f(v)$  и  $P_{потр} = \varphi(v)$  соответствует максимальной скорости ГП  $v_{max}$ ;

*II* — касание графика  $P_{потр} = \varphi(v)$  с прямой, параллельной оси ординат, соответствует минимальной скорости ГП  $v_{min}$  и критическому углу атаки  $\alpha_{кр}$ ;

*III* — касания графика  $P_{потр} = \varphi(v)$  с прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует наивыгоднейшей скорости ГП  $v_{nb}$ , так как  $P_{min}$  имеет место при полёте на  $\alpha_{nb}$ , при котором качество максимально ( $K_{max}$ ).

На анализе кривых располагаемой и потребной тяг Н. Е. Жуковский построил аэродинамический расчёт самолёта по методу тяг. Поэтому эти кривые носят его имя.

## 3. Кривые потребной и располагаемой мощностей, избыток мощности.

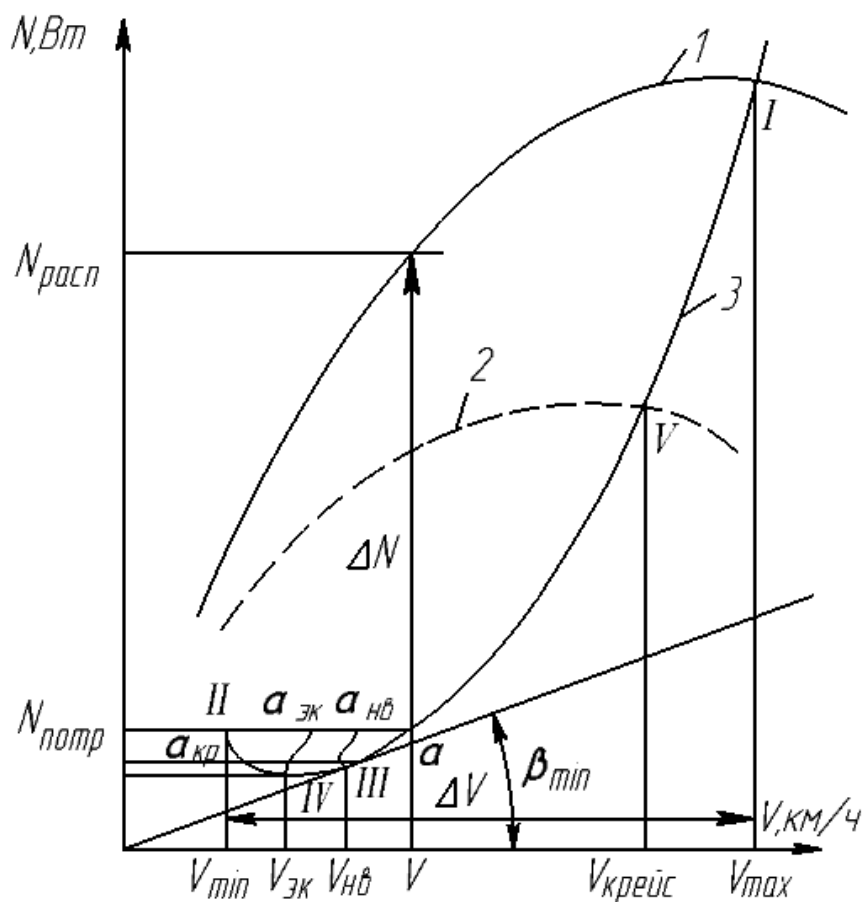


Рис.73. Кривые потребной и располагаемой мощностей.

Кривая располагаемой мощности  $1$  представляет собой характеристику воздушного винта для мощности, по которой можно определить полезную мощность воздушного винта (которой располагает самолёт) на данной скорости вращения винта для различных скоростей полёта.

Кривая потребной мощности  $3$  даёт возможность определить, какая мощность необходима для выполнения ГП на данной высоте и с той или иной скоростью.

Разность между мощностями  $N_{\text{расп}}$  и  $N_{\text{потр}}$  называется *избытком мощности*  $\Delta N$ . Если  $\Delta N = 0$ , то самолёт выполняет режим ГП, так как силы, действующие на него, взаимно уравновешены. При  $\Delta N > 0$  происходит или набор высоты (при сохранении угла атаки), или увеличение скорости полёта (если самолёт удерживается от набора высоты уменьшением угла атаки). Наконец, если  $\Delta N < 0$ , то самолёт снижается или уменьшает скорость горизонтального перемещения (при условии, что он удерживается от снижения увеличением угла атаки).

#### 4. Характерные скорости ГП по мощности.

По кривым потребной и располагаемой мощностей можно найти следующие характерные скорости ГП, которые соответствуют точкам (рис. 73):

максимальную  $v_{\max}$  - точке *I* пересечения кривых  $N_{расч} = f(v)$  для максимального режима работы двигателей и  $N_{номр} = \varphi(v)$ ;

минимальную  $v_{\min}$  - точке *II* касания графика  $N_{номр} = \varphi(v)$  с прямой, параллельной оси ординат; в этой точке находится  $\alpha_{кр}$ ;

наивыгоднейшую  $v_{HB}$  - точке *III* касания кривой  $N_{расч} = f(v)$  с прямой, проведённой из начала координат; угол  $\beta$  для этой точки меньше, чем для всех других, поэтому  $tg\beta$  имеет минимальное значение:  $tg\beta = N_{номр}/v = (Gv)/(Kv) = G/K$ . Вся дробь приобретает минимальное значение при максимальном значении знаменателя. Следовательно,  $tg\beta_{\min} = G/K_{\max}$ . Но максимальное качество имеет место при  $\alpha_{HB}$ , поэтому и скорость полёта,

экономическую  $v_{эк}$  - точке *IV* касания кривой  $N_{номр} = \varphi(v)$  с прямой, параллельной оси абсцисс; для полёта на этой скорости потребна минимальная мощность  $N_{\min}$ , следовательно, минимальный расход топлива;

крейсерскую  $v_{кр}$  - точке *V* пересечения кривых  $N_{расч} = f(v)$  для крейсерского режима работы двигателя и  $N_{номр} = \varphi(v)$ :  $v_{кр} = (0,8 \div 0,9)v_{\max}$ .

Чтобы получить  $v_{\max}$ , двигатель должен работать на максимальном режиме. Такая работа связана с появлением больших механических и температурных напряжений и быстрым износом двигателя, поэтому обычно полёт совершается на крейсерском режиме работы двигателей.

Лётным диапазоном скорости называется  $\Delta v = v_{\max} - v_{\min}$ , относительный диапазон определяется как  $v_{\max}/v_{\min}$ .

Для обеспечения безопасности полётов вводятся ограничения верхнего и нижнего пределов в диапазоне скоростей. Ограничение нижнего предела диапазона скоростей  $v_{\min}$  вызвано необходимостью исключить возможность выхода самолёта на околокритические углы атаки и связанные с этим явления срыва потока, сваливания на крыло, потери устойчивости. Они вводятся в форме запрета на нарушение определённых лётными испытаниями значений допустимых углов атаки  $\alpha_{дон}$ , коэффициента подъёмной силы  $C_{Y\alpha\ доп}$  или скорости сваливания  $v_{св}$ .

Ограничение верхнего предела диапазона скоростей  $v_{\max}$  вводится для исключения нарушений прочности и жёсткости конструкции самолёта (например, при полёте в турбулентной атмосфере), опасных вибраций (флаттера, скоростной тряски), сохранения устойчивости, управляемости самолёта (исключения волнового кризиса, реверса элеронов) и т.п. Ограничения  $v_{\max}$  имеют форму запрета на превышение критического числа

$M$ , предельного значения скоростного напора  $q_{пред}$ , допустимых перегрузок  $n_{доп}$  и т.п.

### Занятие № 3.

#### 1. Схема сил уравнение движения самолёта при наборе высоты.

Режим набора высоты – необходимый элемент движения самолёта при взлёте, выводе самолёта на заданный эшелон и в других случаях полёта, связанных с необходимостью увеличения высоты. Режимом набора высоты (НВ) называется установившееся равномерное прямолинейное движения самолёта вверх по траектории, наклонной к горизонту ( $v = const; 0 < \theta = const; v_y > 0$ ).

В режиме НВ так же, как в ГП, силы, действующие на самолёт, условно приложены в центре тяжести (центре масс).

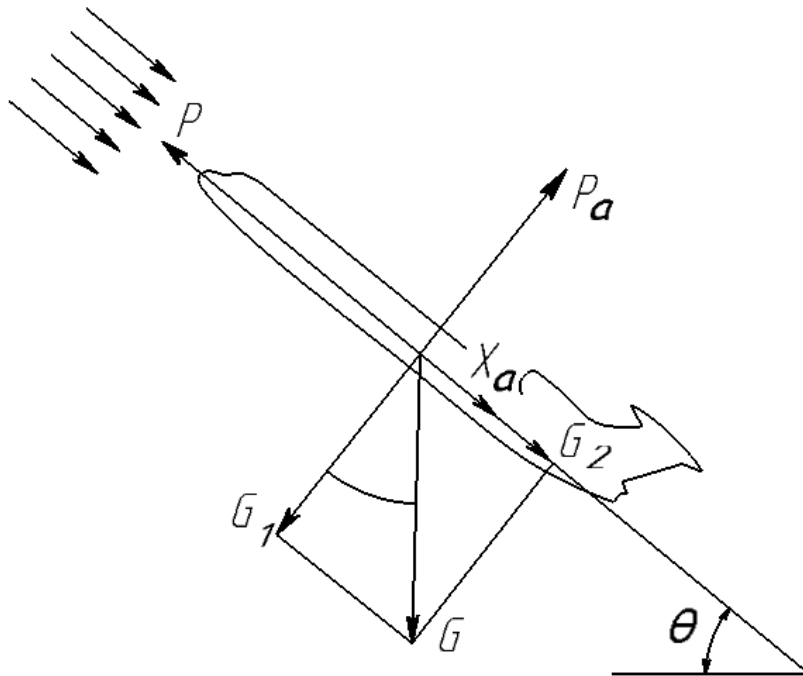


Рис.74. Схема сил, действующих на самолёт при НВ.

Вектор силы веса  $G$  действует вертикально вниз и в скоростной системе координат имеет составляющие:  $G_1 = G \cdot \cos \theta$ ;  $G_2 = G \cdot \sin \theta$ . Сила тяги  $P$  условно направлена в сторону полёта. Подъёмная сила  $Y_a$  - перпендикулярна потоку; сила лобового сопротивления  $X_a$  - по потоку.

Равномерное прямолинейное движение возможно только при равновесии системы сил. При НВ на самолёт действует плоская система сходящихся сил, для равновесия которой необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций сил на каждую из осей скоростной системы координат была равна нулю:

$$\Sigma F_{Y_a} = Y_a - G \cos \theta = 0; \Sigma F_{X_a} = P - G \sin \theta - X_a = 0.$$

После несложных преобразований уравнение приобретает вид:  
 $Y_a = G \cdot \cos \theta$  - условие прямолинейности полёта ( $\theta = const$ ).

$X_a = P - G \sin \theta$  - условие равномерности полёта ( $v = const$ ).

Скорость при НВ определяется из следующей системы уравнений:

$$Y_a = G \cdot \cos \theta; Y_a = C_{Y_a} \cdot S \left( \rho v_{наб}^2 / 2 \right).$$

Приравниваем правые части уравнений:

$$G \cdot \cos \theta = C_{Y_a} S \left( \rho v_{наб}^2 / 2 \right),$$

$$\text{Получим } v_{наб} = \sqrt{(2G \cos \theta) / (C_{Y_a} S \rho)}.$$

$$\text{Так как } \sqrt{2G / C_{Y_a} S \rho} = v_{гор}, \text{ то } v_{наб} = v_{гор} \sqrt{\cos \theta}.$$

При одинаковых углах атаки скорость при НВ несколько меньше, чем в ГП, так как  $\cos \theta < 1$ .

Сила тяги при НВ. По схеме сил (рис. 74) видно, что сила тяги уравнивает лобовое сопротивление самолёта и составляющую силы веса  $P_{наб} = X_{а наб} + G \sin \theta$ .

При равных скоростях в режимах НВ и ГП силы лобового сопротивления равны между собой и потребной для ГП силе тяги, т.е.  $X_{а наб} = X_{а гор} = P_{гор}$ .

После подстановки получим  $P_{наб} = P_{гор} + G \sin \theta$ , откуда следует, что при выполнении режима НВ необходима дополнительная тяга для уравнивания составляющей силы веса  $\Delta P = G \sin \theta$ . Таким образом,  $P_{наб} = P_{гор} + \Delta P$ , где  $\Delta P$  - избыток тяги.

Мощность при НВ измеряется работой силы тяги за 1 с, поэтому

$$N_{наб} = P_{наб} v = (P_{гор} + \Delta P) v = P_{гор} v + \Delta P v,$$

где  $P_{гор} v = N_{гор}$  - мощность, потребная для ГП;

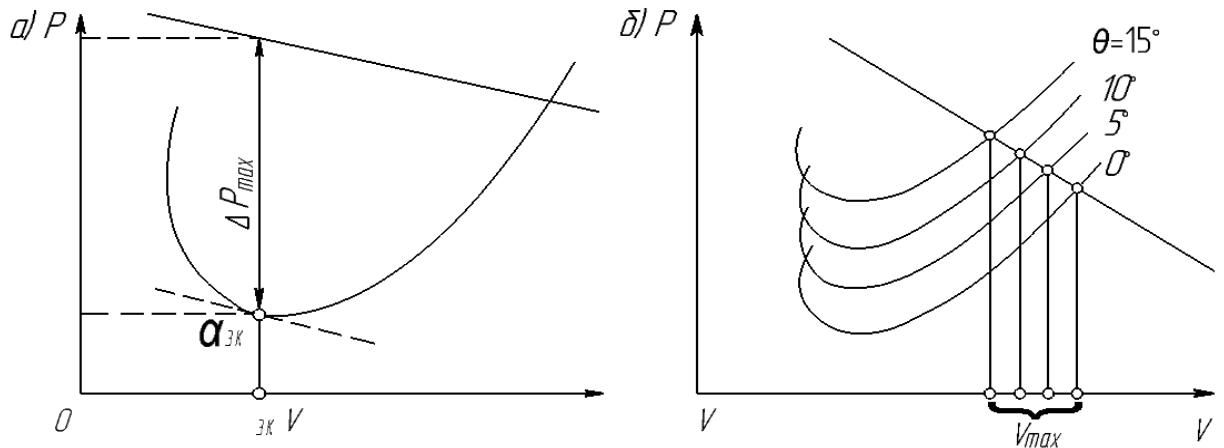
$\Delta P v = \Delta N$  - избыток мощности.

После соответствующих подстановок получаем  $N_{наб} = N_{гор} + \Delta N$ .

## 2. Угол наклона траектории.

Из формулы  $\Delta P = G \sin \theta$  видно, что угол наклона траектории зависит от избытка силы тяги и веса самолёта  $\sin \theta = \Delta P / G$ , следовательно  $\theta = \arcsin(\Delta P / G)$ .

Анализ кривых потребной и располагаемой тяг (рис. 75, а) даёт возможность определить, что  $\Delta P_{\max}$  создаётся при  $\alpha \approx \alpha_{\text{ЭК}}$  и поэтому  $\theta_{\max}$  имеет место на  $\alpha_{\text{ЭК}}$  и  $v_{\text{ЭК}}$ .



*а-режим набора высоты при  $\theta_{\max}$ ; б-влияние  $\theta$  на  $V_{\max}$  при наборе высоты*

*Рис.75. Влияние  $\theta$  на режим НВ.*

Угол наклона траектории при НВ – важнейшая характеристика маневренности самолёта. Современные истребители могут производить НВ при  $\theta > 50^\circ$ . Для самолётов ГА углы набора высоты не превышают  $6-8^\circ$ .

Максимальные скорости набора с увеличением угла наклона траектории уменьшаются. Это хорошо видно при сравнении кривых  $P_{\text{наб}} = \varphi(v)$ , построенных для разных  $\theta$  (рис. 75, б). При увеличении угла наклона траектории составляющая веса  $G_2 = G \cdot \sin \theta$  увеличивается, поэтому кривая  $P_{\text{наб}} = \varphi(v)$  эквидистантно смещается вверх, а точки пересечения её с кривой  $P_{\text{расп}} = f(v)$  смещаются влево. Следовательно, максимальные скорости НВ уменьшаются.

### 3. Вертикальная скорость и «потолок» самолёта.

Вертикальная скорость при наборе высоты – это высота набранная самолётом за 1 с.



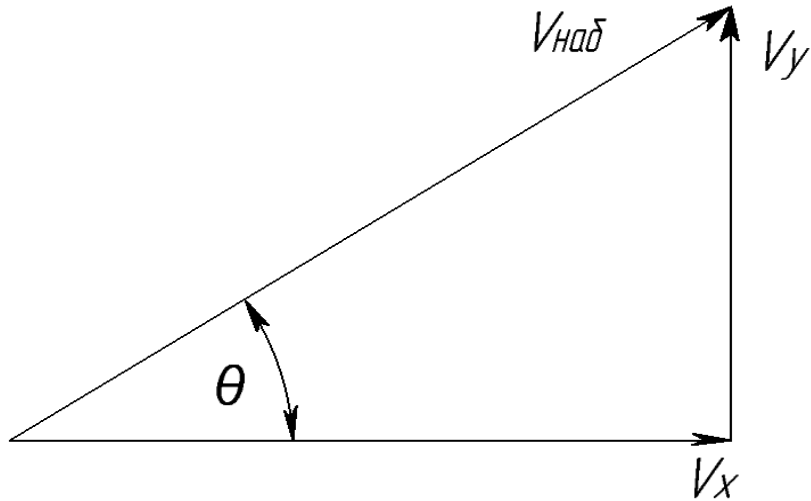


Рис.76. Треугольник скоростей при НВ.

Из треугольника скоростей и формулы  $\Delta P = G \sin \theta$  определим  $\sin \theta$  и составим систему уравнений:

$$\sin \theta = v_y / v; \sin \theta = \Delta P / G.$$

Решив её относительно  $v_y$ , получаем

$$v_y = (\Delta P v) / G; v_y = \Delta N / G.$$

Таким образом, вертикальная скорость создаётся за счёт избытка мощности, который определяет режим движения самолёта: в ГП  $\Delta N = 0$ , при НВ  $\Delta N > 0$ ; при снижении  $\Delta N < 0$ . При увеличении высоты полёта изменяется избыток мощности и поэтому изменяется вертикальная скорость (рис. 77).

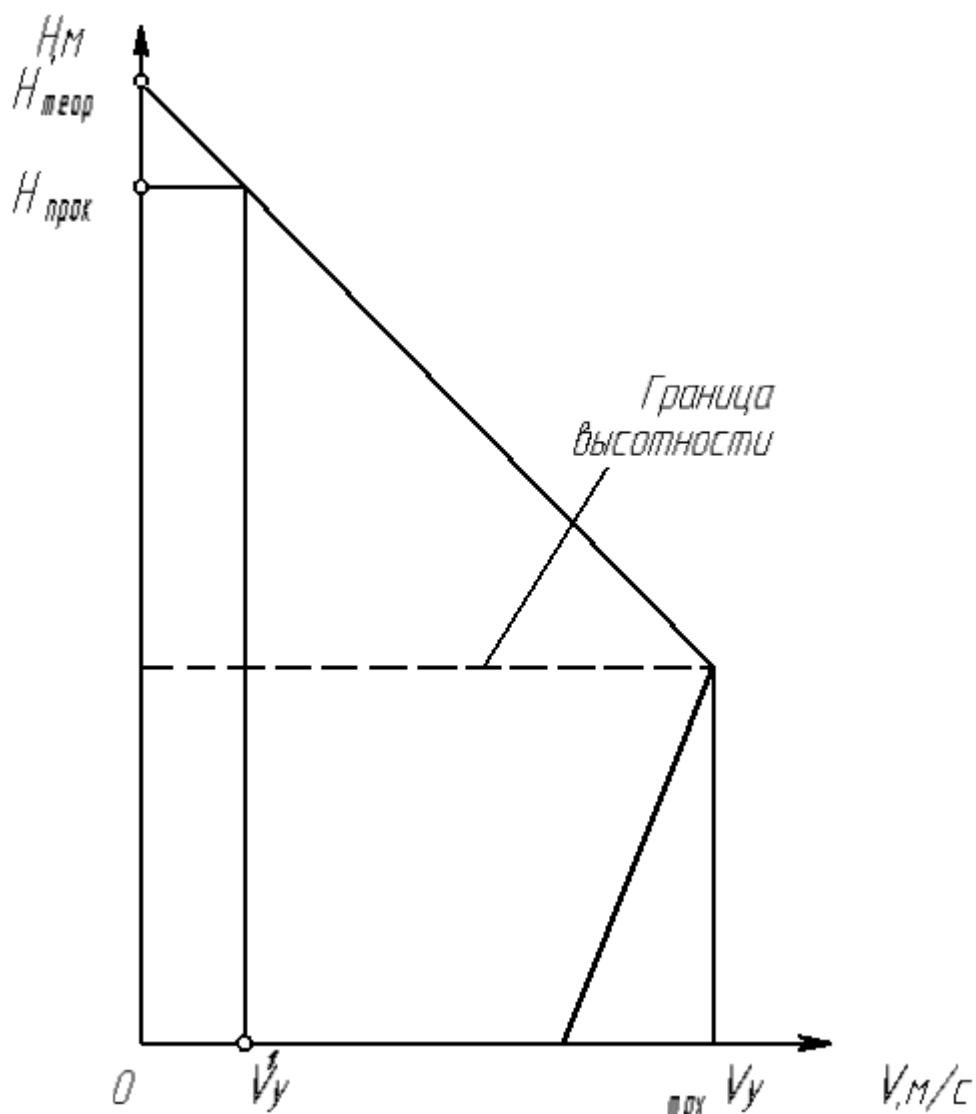


Рис.77. Зависимость вертикальной скорости от высоты.

Самолёты ГА могут выполнять НВ с вертикальными скоростями от 7–25 м/с (на малых высотах), до 3–10 м/с (на больших высотах).

По требованию ИКАО вертикальная скорость самолётов на высоте 1500 м должна быть не менее 4,69 м/с.

Понятие о «потолке» самолёта. Теоретический (статический) потолок – высота, на которой вертикальная скорость самолёта стала бы равной нулю (рис. 77). Она представляет собой предел, к которому самолёт, выполняя режим НВ, приближается, но достичь не может, так как вблизи потолка  $v_y \rightarrow 0$ , следовательно, время НВ  $t \rightarrow \infty$ .

Практический (статический) потолок – высота, на которой вертикальная скорость самолёта  $v'_y = 0,5$  м/с. Практический потолок

современных пассажирских самолётов соответствует  $H = 8000 \div 13000 \text{ м}$ , а время его набора 20–60 мин.

Динамический потолок – высота, на которой кинетическая энергия самолёта становится равной нулю. Он обычно выше статического. Дополнительная высота (динамическая добавка высоты) набирается за счёт преобразования кинетической энергии самолёта в потенциальную  $\Delta E_{\text{пот}} = E_{\text{кин}}$  или  $\Delta H G = (mv^2)/2$ . Преобразуя это выражение, можно записать  $\Delta H = v^2/2g$ , где  $v$  – скорость полёта на теоретическом (статическом) потолке.

Скороподъёмность самолёта характеризуется временем набора заданной высоты. На величину вертикальной скорости, «потолка» и скороподъёмности самолёта большое влияние оказывают масса самолёта, температура воздуха, возможность форсирования двигателей и другие факторы.

#### 4. Эксплуатационные факторы, влияющие на режим НВ.

Рассмотренный выше режим НВ (идеальный) не учитывал эксплуатационные факторы, влияющие на его характеристики. К ним следует отнести изменение в полёте тяговооружённости самолёта  $\Sigma P_{\text{дв}}/m_{\text{сам}}$ , аэродинамического качества  $K$  и метеорологических условий полёта.

Уменьшение тяговооружённости происходит чаще всего из-за нарушения работы двигателей, а увеличение связано уменьшением массы самолёта из-за расхода топлива. Уменьшение тяги на 1% приводит к уменьшению вертикальной скорости на 1,5–2%. Потери массы самолёта на 1% вызывают увеличение потолка полёта 120–140 м. Уменьшение аэродинамического качества может происходить вследствие небрежного технического обслуживания, плохого ухода за обшивкой и остеклением или из-за обледенения самолёта. При обледенении  $P_{\text{нотр}}$  возрастает дополнительно из-за увеличения массы самолёта. Следовательно, необходимый для создания  $v_y$  избыток тяги при обледенении самолёта резко уменьшается, так как  $\Delta P = P_{\text{расп}} - P_{\text{нотр}}$ .

Из метеорологических условий полёта на режимы НВ наибольшее влияние оказывают давление и температура. Изменение этих параметров влияет не только на работу двигателей, но и на величину аэродинамических сил. Суммарное действие этих факторов постоянно изменяет параметры движения самолёта  $\theta, v_{\text{наб}}, v_y$  и др. Поэтому реальный НВ представляет собой неустановившееся криволинейное движение самолёта в вертикальной плоскости.

#### Занятие № 4.

## 1. Схема сил и уравнение планирования самолёта.

Режимом планирования называется равномерное прямолинейное (установившееся) движение самолёта вниз по траектории, наклонной к горизонту, при отсутствии силы тяги ( $P = 0; 0 > \theta = \text{const}; v = \text{const}; v_y < 0$ ).

Силы, действующие на самолёт, взаимно уравновешены и считаются приложенными в центре масс.

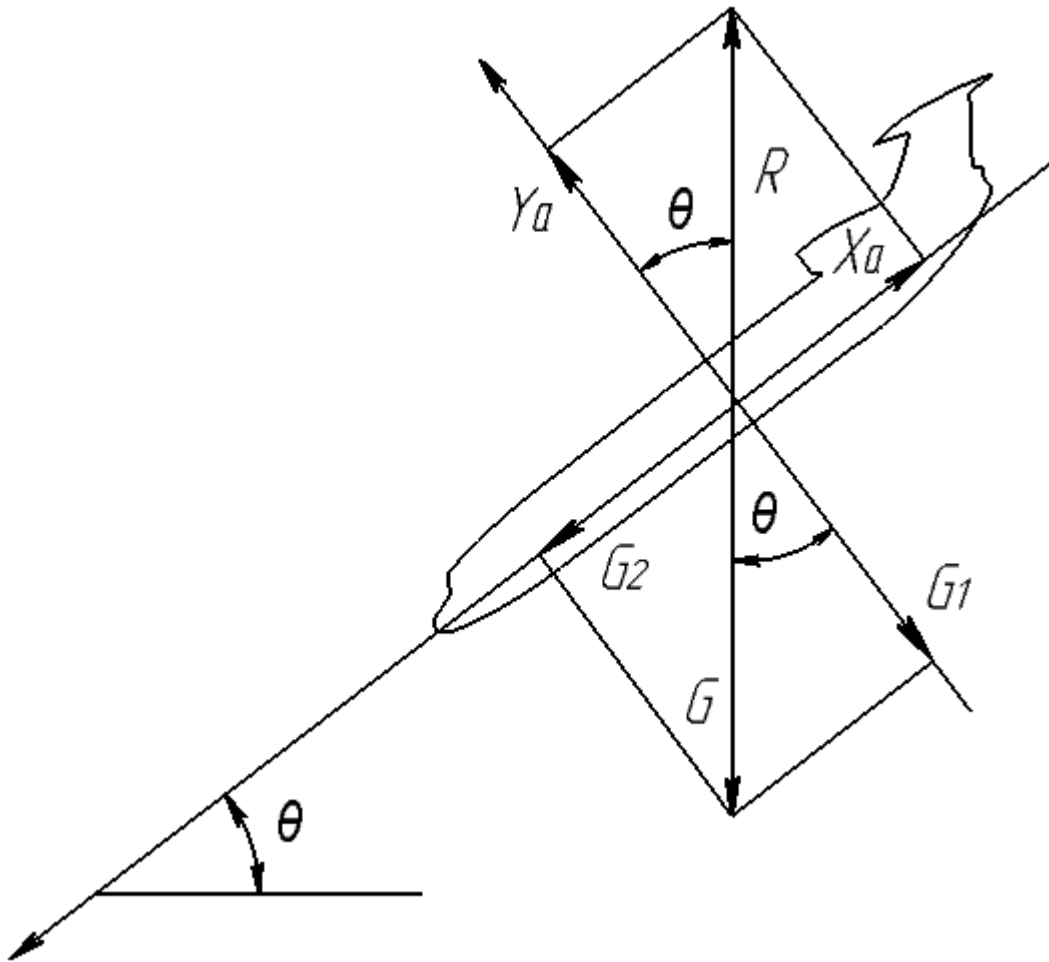


Рис.78. Схема сил, действующих на самолёт при планировании.

Подъёмная сила  $Y_a$  перпендикулярна потоку (траектории), сила лобового сопротивления  $X_a$  направлена по потоку, сила веса  $G$  – вертикально вниз. Сила тяги отсутствует ( $P = 0$ ). Следовательно, при планировании сила веса уравновешивается только аэродинамическими силами, а это возможно только тогда, когда вектор полной аэродинамической силы  $R_a$  окажется направленным вертикально вверх и будет равным весу самолёта  $G$ .

При планировании угол наклона траектории всегда равен углу качества, так как они образованы взаимно перпендикулярными сторонами:  $Y_a$  и  $X_a$  – проекции полной аэродинамической силы соответственно на оси  $OY_a$  и  $OX_a$ ;  $G_1$  и  $G_2$  – проекции силы веса на те же оси координат.

Уравнения равновесия плоской системы сходящихся сил запишутся как:

$$\Sigma F_{Y_a} = Y_a - G_1 = 0; \Sigma F_{X_a} = G_2 - X_a = 0.$$

Из схемы сил видно, что  $G_1 = G \cdot \cos \theta$ ;  $G_2 = G \cdot \sin \theta$ . Поэтому уравнения равновесия сил приобретают следующий вид:  $Y_a = G \cdot \cos \theta$  – условие прямолинейности полёта;  $X_a = G \cdot \sin \theta$  – условие равномерности полёта. Таким образом, составляющие полной аэродинамической силы уравновешивают соответствующие составляющие силы веса.

## 2. Потребная скорость и угол планирования.

Скорость планирования. Из формулы подъёмной силы и условия прямолинейности составим систему уравнений и решим её относительно  $v_{nl}$ .

$$Y_a = C_{Y_a} S (\rho v_{nl}^2 / 2); Y_a = G \cdot \cos \theta.$$

Приравниваем правые части этих уравнений  $C_{Y_a} S (\rho v_{nl}^2 / 2) = G \cdot \cos \theta$ .

Из полученного выражения определим скорость планирования:

$$v_{nl} = \sqrt{(2G \cdot \cos \theta) / (C_{Y_a} S \rho)}, \text{ но}$$

$$\sqrt{2G / (C_{Y_a} S \rho)} = v_{zop}, \text{ поэтому } v_{nl} = v_{zop} \sqrt{\cos \theta}.$$

Следовательно, горизонтальный полёт, подъём и планирование различаются только значениями угла  $\theta$ . Для всех режимов прямолинейного полёта скорости определяются по одной и той же формуле  $v = \sqrt{[2G / (C_{Y_a} S \rho)] \cdot \cos \theta}$ .

Так как для горизонтального полёта  $\theta = 0$ , а  $\cos \theta = 1$ , то

$$v_{zop} = \sqrt{[2G / (C_{Y_a} S \rho)]}.$$

Траектория планирования составляет с горизонтом угол, называемый углом планирования (рис. 78).

## 3. Дальность планирования.

Дальность планирования - это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом за время планирования (рис. 79),  $L_{пл} = H \operatorname{ctg} \theta$ .

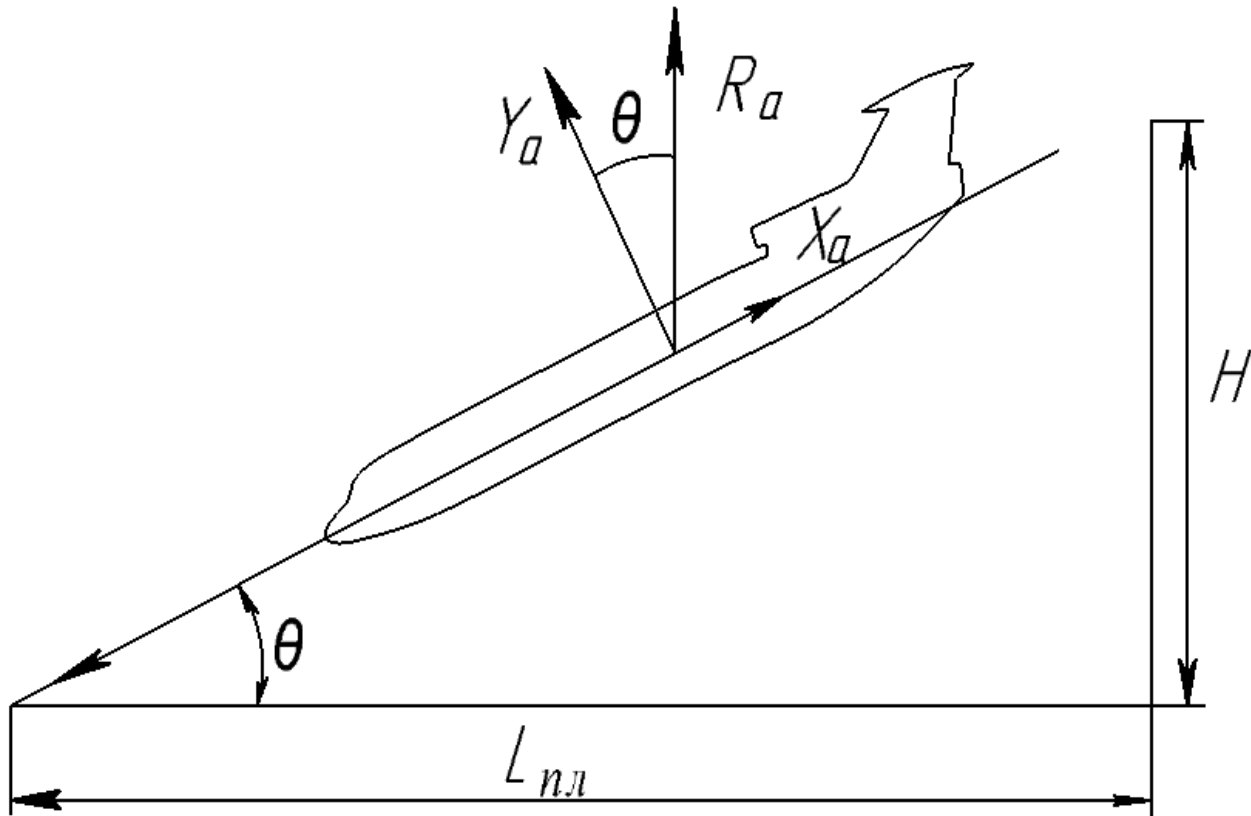


Рис.79. Дальность планирования.

Угол планирования всегда равен углу качества, поэтому  $L_{пл} = HK$ . Эта формула справедлива только при отсутствии ветра.

При горизонтальном ветре дальность планирования

$$L = HK \pm (Wt),$$

где  $\pm W$  – скорость попутного или встречного ветра, м/с;

$t$  – время действия ветра (время планирования), с;

$H$  – высота планирования, м.

При попутном ветре дальность планирования увеличивается, а при встречном – уменьшается.

## Тема 2.2. Неустановившееся движение самолета.

### Занятие № 1.

#### 1. Взлёт самолёта: этапы взлёта, длина разбега, скорость отрыва, взлётная дистанция.

Движение самолета считается неустановившимся, если на него действуют неуравновешенные силы, вызывающие изменение скорости по величине и по направлению. *Взлетом* называется ускоренное движение самолета от начала разбега до высоты, на которой достигается безопасная скорость полета. *Безопасной скоростью* называется наименьшая скорость, при которой характеристики устойчивости и управляемости самолета достаточны для перевода самолета в установившейся набор высоты. Безопасная скорость на 25–30% больше минимальной.

Для современных самолётов применяют две схемы взлёта (рис. 80): классическую для самолётов с ПД, при которой выдерживание производится на постоянной высоте (рис. 80, а); нормальную для самолётов с ТВД и ТРД, имеющих большой избыток тяги, при котором выдерживание не производится; самолёт после отрыва производит разгон с набором высоты (рис. 80, б).

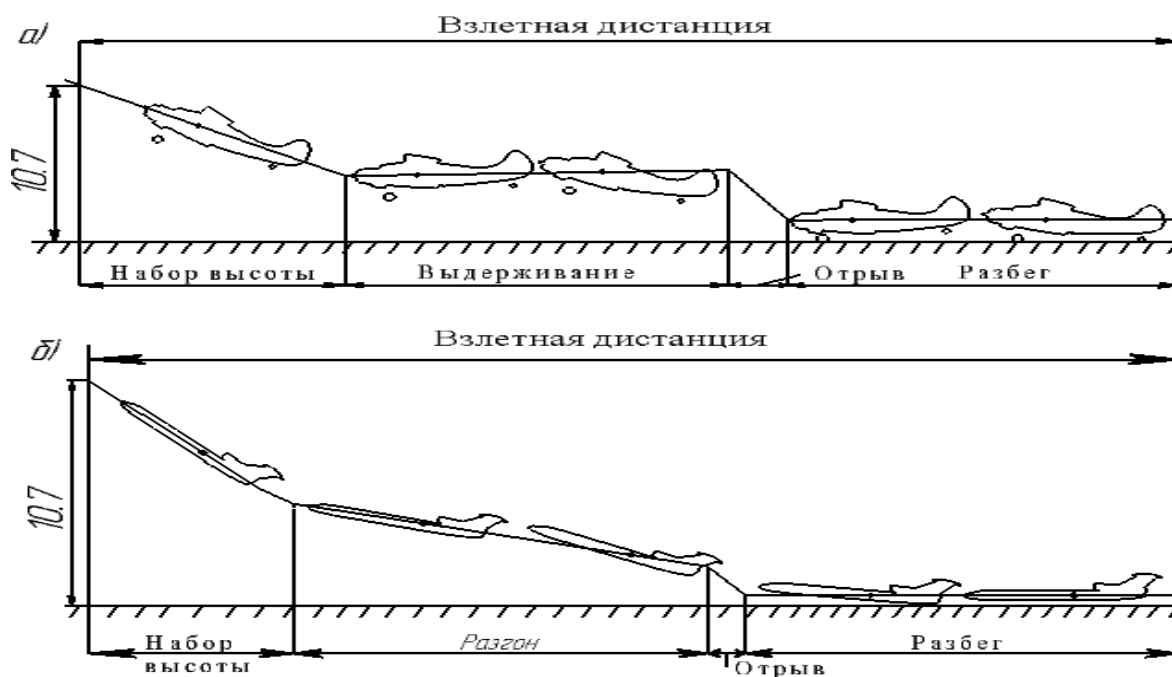


Рис.80. Схема взлёта самолёта.

Взлет самолетов с поршневыми двигателями осуществляется в четыре стадии: разбег, отрыв, выдерживание (разгон) над землей и набор безопасной высоты. Взлет самолетов с ТВД и ТРД состоит из стадий: разбега, отрыва и разгона с набором высоты.

Стадии взлета. Разбег необходим для создания подъемной силы, способной оторвать самолет от земли.

На старте самолёт устанавливается на оси ВПП. Затем проверяется работа двигателей и показание приборов, контролирующих работу двигателей и систем самолёта. За счет отклонения средств механизации создается взлетная конфигурация самолета.

После получения разрешения на взлет двигатели выводятся на взлетный режим, плавно отпускаются тормоза колес и самолет начинает движение.

Существует два способа разбега. При первом – движение на трех опорах производится до момента, когда руль высоты становится в достаточной степени эффективным, что соответствует скорости  $v \approx (0,6 \div 0,7)v_{omp}$ . Дальнейшее движение самолёта при разбеге происходит на основных опорах при угле атаки  $3-4^\circ$ . Только в момент отрыва самолета пилот переводит его на взлетный угол атаки.

При втором способе почти весь разбег совершается на трех опорах и при скорости, немного меньшей скорости отрыва. За  $3-4$  с до отрыва пилот плавным, но энергичным отклонением штурвала на себя выводит самолет на взлетный угол атаки.

Разбег представляет собой прямолинейное ускоренное движение. Во время разбега на самолёт действуют сила тяги  $P$ , сила веса самолёта  $G$ , сила нормального давления  $N$ , сила трения колёс  $F_{mp}$ , сила лобового сопротивления  $X_a$ , подъёмная сила  $Y_a$ .

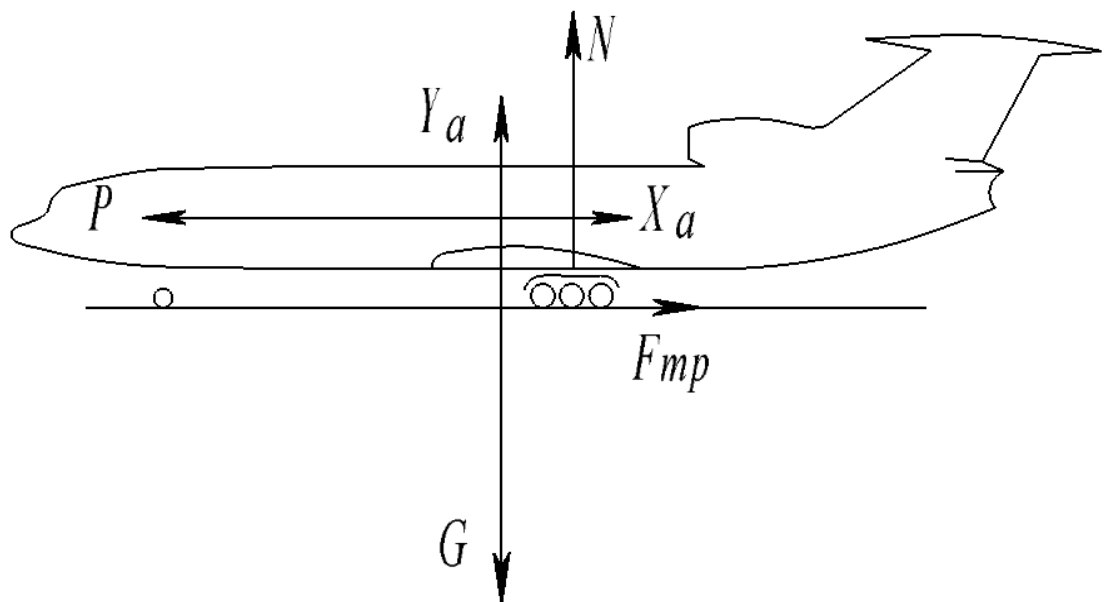


Рис.81. Силы, действующие на самолёт при разбеге.



Неуравновешенная сила  $\Delta P = P - (X_a + F_{mp})$  создаёт ускорение движения. В процессе разбега силы, действующие на самолёт, непрерывно меняются. На старте при  $v=0$  сила тяги  $P$  и сила трения  $F_{mp}$  максимальны, а подъёмная сила  $Y_a$  и лобовое сопротивление  $X_a$  равны нулю. Увеличение скорости движения вызывает некоторое уменьшение силы тяги  $P$  силовой установки, сила лобового сопротивления  $X_a$  и подъёмная сила  $Y_a$  увеличиваются. Увеличение  $Y_a$  приводит к уменьшению (за счёт уменьшения нормального давления) силы трения  $F_{mp}$ , но при этом неуравновешенная сила  $\Delta P$  и создаваемое ею ускорение остаются почти постоянными.

Отрывом называется отделение самолета от земли. При отрыве подъёмная сила крыла становится несколько больше силы веса и самолет начинает двигаться криволинейно. Приближенно можно считать, что скорость отрыва на 10–15% больше минимальной скорости самолета.

Выдерживанием называется разгон самолета над землей до скорости, достаточной для обеспечения нормальной устойчивости.

Для этого пилот постепенно отклоняет штурвал от себя, уменьшая угол атаки, а следовательно, и коэффициент подъёмной силы крыла. При этом происходит увеличение скорости. Самолеты с РД имеют очень большой избыток тяги, поэтому разгон осуществляется с набором высоты.

Набор высоты представляет собой ускоренное прямолинейное движение самолета вверх по наклонной к горизонту траектории. Он начинается, как только скорость самолета на 15–20% станет больше скорости отрыва. На высоте не менее 3–5 м убираются шасси, на высоте не менее 120 м - закрылки. После уборки механизации продолжается разгон самолета до наивыгоднейшей скорости набора высоты. Затем двигатели переводятся на номинальный режим.

## 2. Взлетные характеристики.

Основными взлётными характеристиками самолёта являются скорость отрыва, длина разбега и длина взлётной дистанции.

Скорость отрыва – это скорость при которой создается подъёмная сила, обеспечивающая отделение самолета от земли

$$v_{omp} = \sqrt{2G / (C_{Y a omp} S \rho)},$$

где  $C_{Y a omp}$  - коэффициент подъёмной силы на угле атаки, при котором происходит отрыв, принимается равным  $(0,8 \div 0,85) C_{Y a max}$ .

Скорость отрыва должна превышать не менее чем на 10% минимальную скорость самолета. Углы атаки при отрыве выбираются в пределах  $9-11^\circ$  для обеспечения достаточного запаса по углу атаки.

Длина разбега – это путь, проходимый самолетом от начала старта до

места отрыва самолета от земли. длина разбега определяет необходимый размер ВПП.

Разбег можно считать равноускоренным движением:  $L_{разб} = v_{ср} t_{разб}$ .

Средняя скорость и время разбега могут быть определены как:

$$v_{ср} = v_{отр} / 2; t_{разб} = v_{отр} / j_{ср},$$

тогда  $L_{разб} = v_{отр}^2 / 2j_{ср}$ ,

где  $j$  - среднее ускорение на разбеге.

Длина разбега зависит от тех же факторов, от которых зависят скорость отрыва и ускорение самолета на разбеге.

Длина взлетной дистанции – это проекция на горизонтальную плоскость пути, пройденного самолетом при выполнении разбега, отрыва, выдерживания и набора высоты до 10,7 м.

### 3. Факторы, влияющие на взлетные характеристики самолета.

Взлетная масса влияет на скорость отрыва и силу трения колес. Чем больше взлётная масса, тем большее сопротивление он испытывает при разбеге. Увеличение взлетной массы на 1 т увеличивает длину разбега на 40–50 м.

Тяга двигателей влияет прежде всего на избыток тяги, который определяет величину ускорения и длину разбега. Для получения максимального избытка силы тяги  $\Delta P_{max}$  взлет выполняется на взлетном режиме работы двигателей.

Механизация крыла позволяет при взлете уменьшить длину разбега. Выпуск закрылков увеличивает коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$ , за счет чего уменьшается скорость отрыва и значительно (до 50%) длина разбега. При взлёте очень важно иметь большое значение аэродинамического качества. Поэтому взлётные углы отклонения механизации крыла всегда меньше, чем посадочные.

Параметры воздуха. При повышении температуры, уменьшении атмосферного давления и плотности воздуха тяга силовой установки  $P$ , избыток тяги  $\Delta P$  и ускорение  $i$  на разбеге уменьшаются. Одновременно из-за уменьшения  $\rho$  увеличивается скорость отрыва. поэтому время разбега, длина разбега и взлётная дистанция значительно увеличиваются.

Состояние поверхности ВПП характеризуется коэффициентом трения  $f$  колес о поверхность ВПП при разбеге.

Чем больше коэффициент трения, тем меньше ускоряющая сила  $\Delta P$  и больше длина разбега. При взлете с полосы, покрытой мокрым снегом, длина разбега и длина взлетной дистанции значительно больше, чем с сухой полосы (при прочих равных условиях).

Направление и скорость ветра. Длина разбега при ветре определяется

как  $L_{разб} = (v_{отр} \pm W)^2 / (2j_{ср})$

Встречный ветер увеличивает местную скорость обтекания крыла, и на меньшей длине разбега самолет приобретает скорость отрыва. Попутный ветер увеличивает длину разбега.

Уклон ВПП приводит к уменьшению или увеличению ускоряющей силы за счет составляющей силы веса  $G_2$ , которая вычитается из нее или складывается с ней, создавая отрицательное или положительное приращение ускорения. При взлете самолета под уклон он приобретает большее ускорение и имеет меньшую длину разбега.

Аэродинамическое качество. При увеличении аэродинамического качества самолета создание подъемной силы, необходимой для отрыва самолета, происходит при меньшем сопротивлении самолета, т.е. на меньшей длине разбега.

## Занятие № 2.

### 1. Посадка самолета. Этапы посадки.

Завершающий этап каждого полёта самолёта состоит из захода на посадку и собственно посадки.

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 15 м до полной его остановки. Путь, проходимый самолётом по горизонтали от места, соответствующего высоте 15 м, до полной остановки, называется посадочной дистанцией.

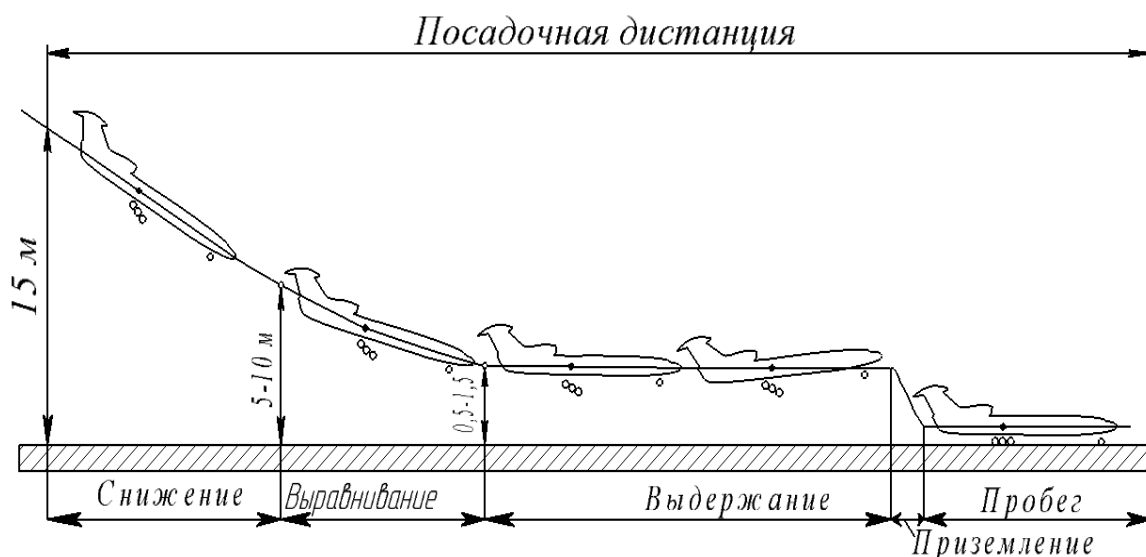


Рис.82. Посадка самолёта.

При заходе на посадку на высоте 300–400 м выпускаются шасси, на высоте 150–200 м – закрылки. При снижении пилот рассчитывает место приземления. Для уточнения расчета на посадку разрешается «подтягивать» самолет увеличением тяги двигателя или терять высоту скольжением самолета на крыло.

Этапы посадки. Посадка самолёта состоит из следующих этапов: предпосадочного снижения (планирования), выравнивания, выдерживания, приземления и пробега по земле.

Предпосадочное снижение не является чистым планированием. Для обеспечения возможности ухода на второй круг и своевременного «подтягивания» самолета снижение осуществляется при работающих двигателях. Планирование самолета заканчивается на высоте 6–10 м.

Для выравнивания самолета пилот отклоняет штурвал на себя, увеличивая угол атаки. При этом подъемная сила становится больше составляющей силы веса. Возникающая центростремительная сила заставляет самолет двигаться криволинейно. Угол наклона траектории и вертикальная скорость уменьшаются, выравнивание заканчивается на высоте 0,5–1,5 м.

После снижения (планирования) и выравнивания самолёт ещё обладает большой горизонтальной скоростью. Для уменьшения её выполняется *выдерживание*. Чтобы при выдерживании самолёт не терял высоту, его подъемная сила должна оставаться равной весу самолёта. Для этого пилот во время выдерживания непрерывно увеличивает угол атаки, отклоняя штурвал на себя. Движение самолёта по траектории происходит главным образом за счёт запаса кинетической энергии, накопленной во время планирования. К концу выдерживания самолёт должен находиться на высоте 0,15–0,25 м.

Приземление самолета осуществляется с небольшим парашютированием. Современные самолеты, имеющие шасси с передним колесом, совершает посадку на основные колеса.

Пробег самолета является заключительной стадией посадки. После касания земли самолет совершает пробег на главных колесах приблизительно 80–100 м, после чего плавно опускается на переднее колесо, и пилот приступает к торможению основных колес. По мере уменьшения скорости интенсивность торможения колёс увеличивается, и в конце пробега при необходимости применяется полное торможение.

## 2. Посадочные характеристики самолета.

Посадочная скорость – это скорость самолета в момент приземления

$$v_{\text{noc}} = 0,95 \sqrt{(2m_{\text{noc}}g) / (C_{Y a \text{ noc}} S \rho)},$$

где 0,95 – коэффициент учитывающий влияние земли.

Длина пробега – это путь самолета от момента приземления до полной его остановки

$$L_{\text{проб}} = v_{\text{нос}}^2 / (2j_{\text{cp}}),$$

где  $j_{\text{cp}}$  – средняя величина ускорения (замедления) самолета при пробеге.

Для сокращения длины пробега, кроме взлётно-посадочной механизации и торможения колёс, на турбовинтовых самолётах используется режим «реверса тяги» воздушных винтов (Ан-24), а на турбореактивных – «реверс тяги» боковых двигателей, который эффективен только при достаточно большой скорости (в начале пробега).

Длина посадочной дистанции – проекция на землю пути, проходимого самолётом при выполнении последовательных стадий посадки: снижения, выравнивания, выдерживания и пробега

$$L_{\text{пос.дист}} = (1,2 \div 2,5) L_{\text{проб}}.$$

### **3. Факторы, влияющие на посадочные характеристики самолёта.**

Посадочная масса самолета оказывает влияние на величину посадочной скорости, но не на ускорение при пробеге, так как при увеличении веса самолёта в такой же степени возрастают тормозящие силы трения колёс и сила лобового сопротивления. Практика летной эксплуатации показывает, что изменение посадочной массы на один 1% приводит к изменению посадочной скорости на 0,5%.

Механизация крыла. Отклонение закрылков увеличивает несущую способность крыла и поэтому уменьшает посадочную скорость и длину пробега. Одновременно уменьшается аэродинамическое качество за счет увеличения коэффициента  $C_{x\alpha}$ . Это увеличивает угол снижения (планирования), следовательно, уменьшает посадочную дистанцию.

Средства торможения. Торможение основных колес уменьшает длину пробега на 20–30%. Торможение самолетов реверсом тяги винтов или двигателей сокращает длину пробега до 40%. Применение воздушных тормозов (щитков, интерцепторов) сокращает длину пробега на 5–10%

Ветер. Посадку следует всегда выполнять при встречном ветре, так как попутный увеличивает посадочную дистанцию. На каждый 1 м/с скорости попутного ветра длина пробега увеличивается на 25 м. Посадка с попутным ветром разрешается при его скорости не более 5 м/с. Посадка с боковым ветром опасна, так как может вызвать снос самолёта с креном и разворотом на ВПП, и требует большого внимания пилота.

Параметры воздуха. Повышение температуры, уменьшение давления и

плотности окружающего воздуха вызывает увеличение посадочной скорости и возрастание посадочной дистанции.

Состояние и уклон ВПП влияют на величину тормозящей силы при пробеге. Наименьшая длина пробега получается при посадке на сухую бетонированную полосу. При пробеге на полосе, имеющей угол наклона, из-за составляющей веса самолета длина пробега изменяется: пробег под уклон больше, чем пробег с подъемом на уклон.

### Занятие № 3.

#### 1. Схема сил и уравнение виража, скорость и тяга потребные для виража.

Правильным виражом называется равномерное движение самолёта по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости с постоянным радиусом и углом крена.

Признаками правильного виража являются:  
 $v = const; H = const; R_{вир} = const; \gamma = const$ .

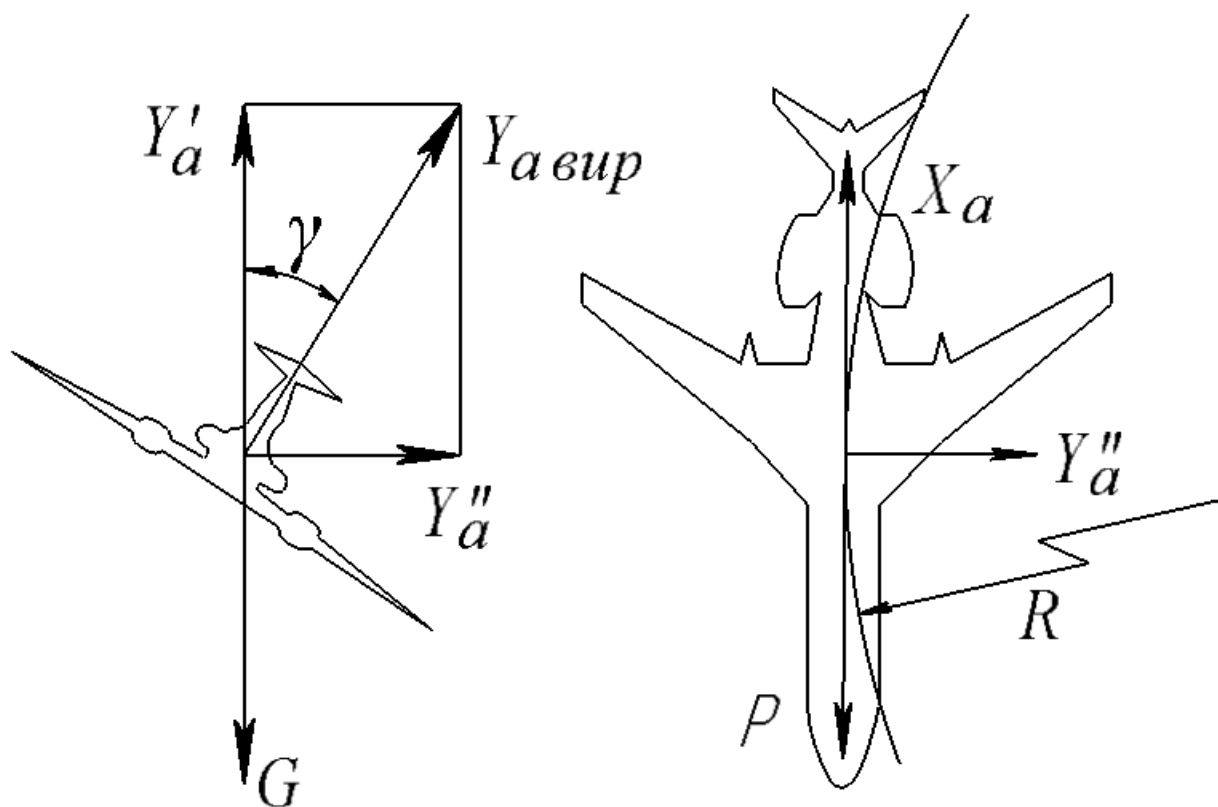


Рис.83. Силы, действующие на самолёт при выполнении правильного виража.

Движение совершается под действием пространственной системы сил.

Сила лобового сопротивления  $X_{a \text{ вир}}$  уравнивается силой тяги  $P_{\text{вир}}$ .

Подъёмная сила  $Y_{a \text{ вир}}$  лежит в плоскости симметрии самолёта, отклонённой от вертикали на угол  $\gamma$ , называемый углом крена; вертикальная составляющая подъёмной силы  $Y'_a$  уравнивает силу веса самолёта  $G$ ; горизонтальная составляющая подъёмной силы  $Y''_a$  остаётся неуравновешенной.

Условия, необходимые для выполнения этого режима, можно записать в виде уравнений:

$$X_{a \text{ вир}} = P_{\text{вир}} - \text{условие равномерности } (v = \text{const});$$

$$Y'_a = G - \text{условие горизонтальности } (H = \text{const}).$$

Радиус виража. Всякая неуравновешенная сила создаёт ускорение. Сила  $Y''_a$  создаёт нормальное ускорение, так как действует по нормали к траектории полёта:

$$Y''_a = mj_n,$$

$$\text{где } m = G/g; j_n = v^2/R_{\text{вир}}.$$

После соответствующих подстановок уравнение примет вид:

$$Y''_a = (Gv^2)/(gR).$$

По схеме сил видно, что  $Y''_a = Gtg\gamma$ . Следовательно,  $(Gv^2)/(gR) = Gtg\gamma$ .

Отсюда найдём радиус виража  $R_{\text{вир}} = v^2/(gtg\gamma)$ . Радиус виража тем меньше, чем меньше скорость полёта и больше угол крена. Радиус виража является важной характеристикой манёвренности самолёта.

Скорость на вираже. Для определения скорости на вираже составляется система уравнений из формулы подъёмной силы и условия горизонтальности и решается относительно  $v_{\text{вир}}$ :

$$Y_{a \text{ вир}} = C_{Y_a} S(\rho v^2/2);$$

$$Y'_a = G \text{ или } Y'_a = Y_{a \text{ вир}} \cdot \cos \gamma = G;$$

$$\text{отсюда } Y_{a \text{ вир}} = G/\cos \gamma = C_{Y_a} S(\rho v^2/2);$$

$$v_{\text{вир}} = \sqrt{[2G/(C_{Y_a} S \rho)](1/\cos \gamma)}, \text{ но } \sqrt{[2G/(C_{Y_a} S \rho)]} = v_{\text{гор}}$$

$$\sqrt{1/\cos \gamma} = \sqrt{n_{\text{вир}}}, \text{ поэтому } v_{\text{вир}} = v_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}.$$

При вираже скорость полёта должна быть больше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как  $n_{\text{вир}} > 1$ . Объясняется это тем, что за счёт крена для уравнивания силы веса на вираже нужна большая подъёмная сила.

Тяга на вираже. Сила тяги на вираже определяется из условия равномерности полёта:

$$P_{\text{вир}} = X_{a \text{ вир}} = C_{X_a} S(\rho v^2/2), \text{ но } v_{\text{вир}} = v_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}} = v_{\text{гор}} (n_{\text{вир}})^{1/2},$$

$$P_{\text{вир}} = C_{X_a} S[(\rho v_{\text{гор}}^2 n_{\text{вир}})/2],$$

$$P_{зор} = C_{Xa} S(\rho v_{зор}^2 / 2).$$

Следовательно,  $P_{вир} = P_{зор} \cdot n_{вир}$ . Для выполнения виража нужна большая сила тяги, чем для выполнения ГП.

## 2. Перегрузка на вираже.

Пользуясь определением перегрузки, можно написать  $n_{вир} = Y_{a\ вир} / G$ , но  $Y_{a\ вир} = G / \cos \gamma$ . Выполнив соответствующую подстановку, получим формулу перегрузки  $n_{вир} = 1 / \cos \gamma$ , из которой следует, что чем больше угол крена, тем больше перегрузка на вираже.

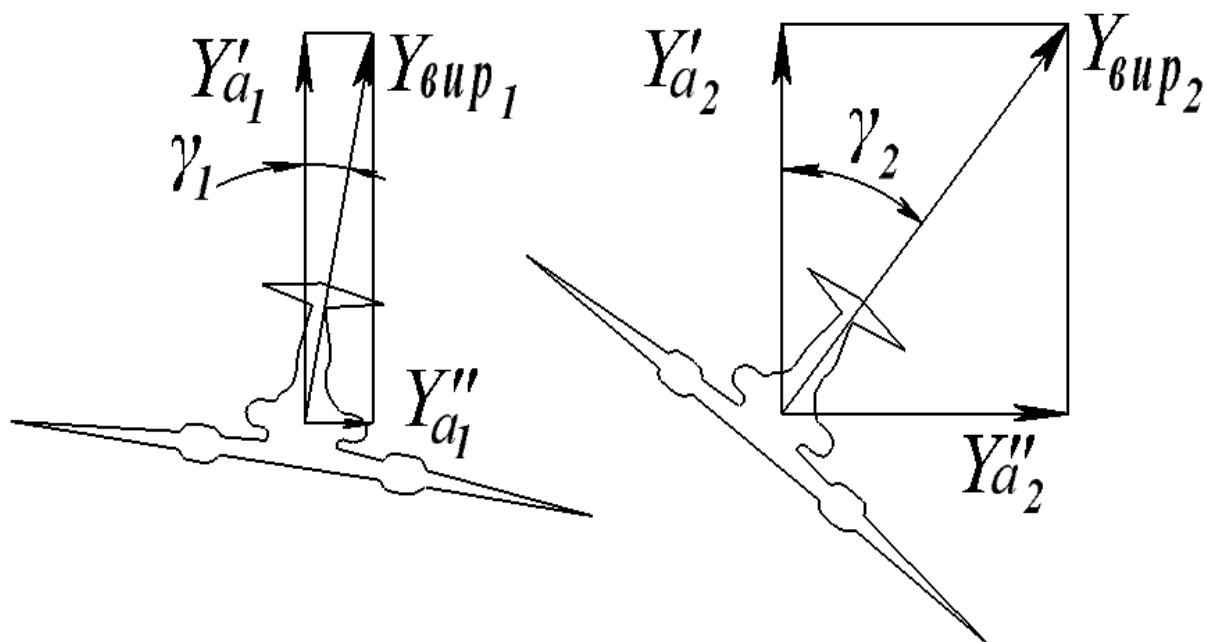


Рис.84. Зависимость перегрузки от угла крена.

При постоянном значении подъёмной силы  $Y_{a\ вир}$  увеличение угла крена уменьшает вертикальную составляющую подъёмной силы  $Y'_{a\ вир}$ . Для сохранения горизонтальности полёта необходимо, чтобы вертикальная составляющая подъёмной силы оставалась равной весу самолёта, поэтому  $Y_{a\ вир1} \cos \gamma_1 = Y_{a\ вир2} \cos \gamma_2 = G$ .

Если учесть, что  $\cos \gamma_1 > \cos \gamma_2$ , то  $Y_{a\ вир2}$  должна быть больше, чем  $Y_{a\ вир1}$ .



Таким образом, чтобы при увеличении угла крена уравновесить вес самолёта, приходится увеличивать подъёмную силу  $Y_{a\text{вир}}$ , а значит, и перегрузку.

### 3. Схема сил и уравнение движения самолёта по криволинейной траектории в вертикальной плоскости (выход из пикирования).

Криволинейный полёт в вертикальной плоскости (вертикальный манёвр) осуществляется при выходе из пикирования или крутого планирования, при выполнении «горки», стадии выравнивания на посадке самолета, при переходе из горизонтального полёта к набору высоты.

Положение самолёта на траектории определяется величиной радиуса-вектора  $R$  и углом его отклонения от вертикали  $\beta$ .

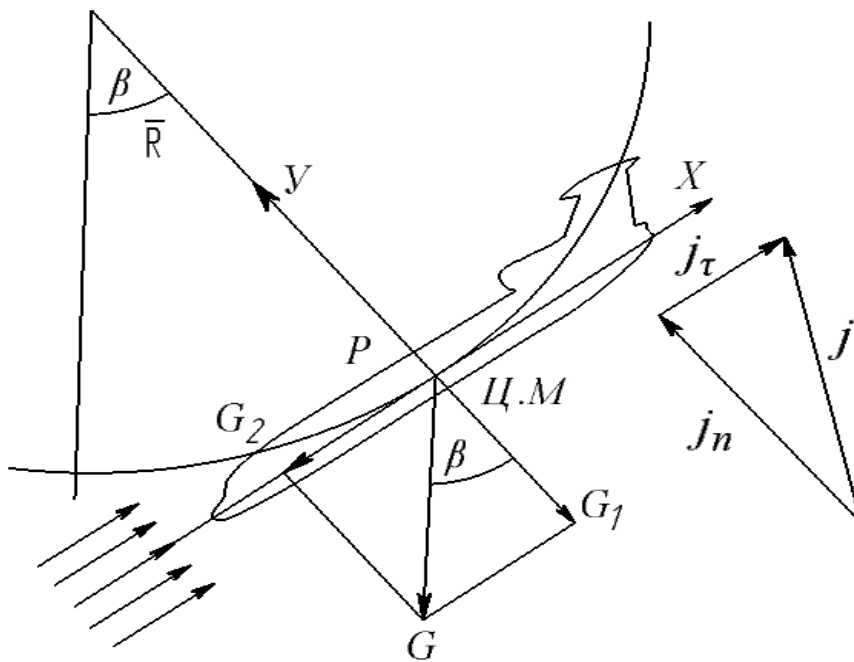


Рис.85. Силы, действующие на самолёт при криволинейном полёте в вертикальной плоскости.

На самолёт действуют следующие силы, условно приложенные в центре масс: подъёмная сила  $Y_a$ , направленная перпендикулярно потоку, сила лобового сопротивления  $X_a$  - по потоку, сила веса - вертикально вниз (разложена на составляющие  $G_1$  и  $G_2$ ) и сила тяги  $P$  - по движению самолёта. Силы не уравновешенные и поэтому создают ускорение  $j$ . Вектор ускорения раскладывается на составляющие

$$\bar{j} = \bar{j}_t + \bar{j}_n,$$

где  $\overline{j}_\tau$  - касательная составляющая ускорения, вызывает изменение скорости по величине;

$\overline{j}_n$  - нормальная составляющая ускорения, вызывает изменение скорости по направлению.

Обычно касательное ускорение невелико и при расчете на прочность не учитывается; пренебрегая величиной  $j_\tau$ , будем считать, что  $X_a = P + G_2$  и величина скорости полёта постоянна.

Нормальное ускорение  $j_n$  создаётся неуравновешенной силой  $Y_a - G_1$ , действующей перпендикулярно траектории. Применяя второй закон Ньютона, получим:  $Y_a - G_1 = mj_n$ .

Составляющая веса  $G_1$ , определяется по схеме сил  $G_1 = G \cdot \cos \beta$ . Нормальное ускорение  $j_n = v^2/R$ .

После соответствующей подстановки выражение будет иметь вид:  $Y_a - G \cdot \cos \beta = (Gv^2)/(gR)$  и подъёмная сила определяется как

$$Y_a = G \cdot \cos \beta + [(Gv^2)/(gR)],$$

где  $(Gv^2)/(gR)$  – центробежная сила.

Сравнивая эту формулу с условием прямолинейности при планировании, получим:

в криволинейном полёте  $Y_a = G \cdot \cos \beta + [(Gv^2)/(gR)]$ ; при планировании  $Y_a = G \cdot \cos \beta$ .

Из сравнения видно, что для нарушения условия прямолинейности подъёмная сила в криволинейном полёте должна быть больше, чем в соответствующем прямолинейном полёте на величину центробежной силы, т.е. для преодоления инерции движения необходима неуравновешенная сила. Подъёмную силу самолёта считать его нагрузкой.

В нижней точки траектории  $\beta = 0; \cos \beta = 1$  (максимальный), тогда  $Y_{a \max} = G + (Gv^2)/(gR)$ .

Максимальную нагрузку самолёт испытывает в нижней точки траектории.

Перегрузка. Определим перегрузку, действующую на самолёт при выполнении вертикального криволинейного манёвра

$$n_y = Y_a/G; Y_a = G \cos \beta + (Gv^2)/(gR);$$

$$n_y = \frac{G \cos \beta + [(Gv^2)/(gR)]}{G}; n_y = \cos \beta + [v^2/(gR)].$$

Максимальная перегрузка создаётся в нижней точке траектории:

$$n_{y \max} = Y_{a \max}/G = \frac{G + [(Gv^2)/(gR)]}{G}; n_{y \max} = 1 + [v^2/gR].$$

Перегрузка тем больше, чем меньше радиус кривизны траектории и больше скорость полёта.

## ***Раздел 3. Равновесие, устойчивость, управляемость самолёта.***

### ***Тема 3.1. Равновесие самолета.***

#### **Занятие № 1.**

##### **1. Понятие о центре масс самолета.**

Центром масс самолета называется точка приложения равнодействующей сил веса всех частей самолета, его систем, оборудования, пассажиров, грузов.

Положение центра масс в полете может изменяться по мере выработки топлива, выпуска шасси, закрылков, но это должно происходить в определенных пределах.

Вращение самолета в полете рассматривают относительно трех взаимно перпендикулярных осей координат, проходящих через его центр масс. Эти оси являются осями связанной системы координат и называются главными.

Все силы, действующие на самолет в полете, кроме силы веса, создают относительно главных осей соответствующие моменты, величина которых зависит от плеча до них. Поэтому для оценки поведения самолета в полете необходимо знать положения центра масс.

##### **2. Понятие о средней аэродинамической хорде.**

Под САХ понимается хорда некоторого условного прямоугольного крыла, эквивалентного данному. Крыло считается эквивалентным данному, если оно имеет такую же площадь и такие же коэффициенты аэродинамических сил и моментов.

Величину и положение САХ чаще всего находят графически.

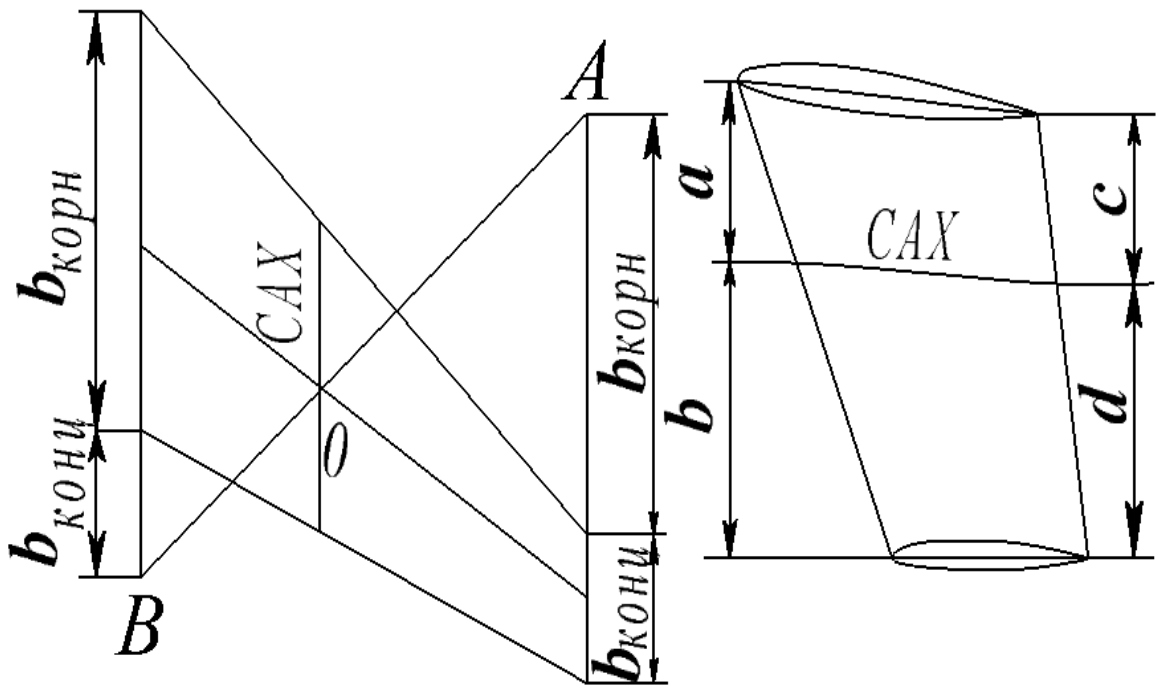


Рис.86. Построение САХ.

Для этого в масштабе вычерчивается полукрыло. На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный концевой хорде, а на продолжение концевой хорды – отрезок, равный корневой хорде. Полученные точки  $A$  и  $B$  соединяются вспомогательной линией. Вторая вспомогательная линия соединяет середины хорд. Через точку  $O$  пересечения вспомогательных линий проводится прямая, параллельная хордам крыла. Её отрезок от передней до задней кромок крыла и является САХ. Средняя аэродинамическая хорда биплана расположена между САХ верхнего и нижнего крыльев на расстоянии, обратно пропорциональном их площадям. Длина САХ биплана ограничена прямыми, соединяющими передние и задние кромки верхнего и нижнего крыльев.

### 3. Центровка самолета.

Если переднюю кромку САХ принять за начало координат, то положение центра масс самолета будет определяться координатами

$$x_{ц.м}, y_{ц.м}, z_{ц.м} .$$

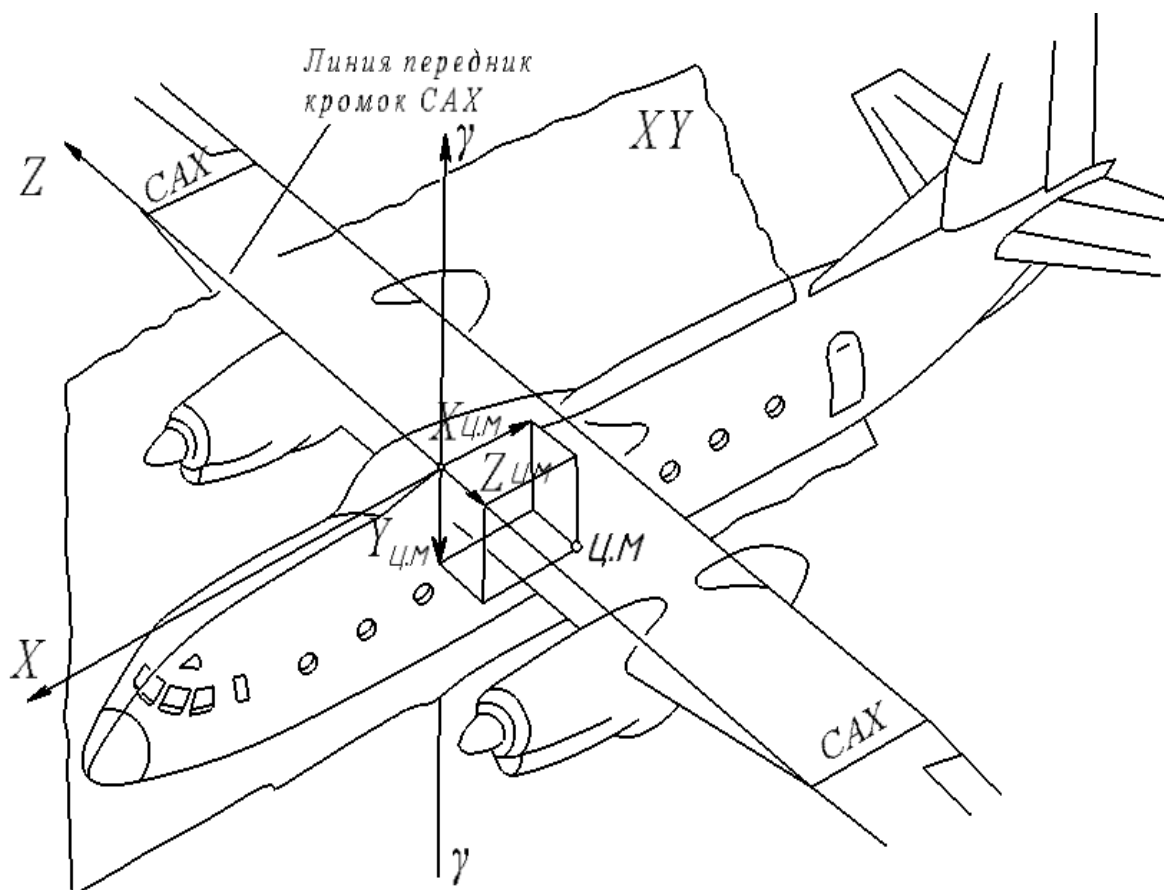


Рис.87. Центровка самолёта.

Координаты  $y_{ц.м}$  и  $z_{ц.м}$  практически постоянны, поэтому для определения положения центра масс самолета достаточно знать координату  $x_{ц.м}$ .

Центровкой самолета называется координата  $x_{ц.м}$ , выраженная в процентах от длины САХ.

$$\bar{x}_{ц.м} = (x_{ц.м} / b_a) \cdot 100\% ,$$

где  $\bar{x}_{ц.м}$  - центровка самолёта, % САХ ;

$x_{ц.м}$  – координата центра масс относительно передней кромки САХ;

$b_a$  – длина САХ, м.

Если центровка самолета равна 25%, то это значит, что центр масс самолета находится на расстоянии 1/4 САХ от ее передней кромки. Определение центровки самолета в практике его эксплуатации производят по центровочным графикам.

Положение центра масс самолета, а значит и его центровка зависят: от загрузки самолета и изменения этой загрузки в полете; размещения пассажиров и выработки топлива. Центровка оказывает большое влияние на лётные свойства самолета. При уменьшении центровки возникает стремление

самолета к уменьшению углов атаки, увеличивается устойчивость, уменьшается управляемость. Поэтому передний предел допустимых центровок устанавливается из условий получения безопасной посадочной скорости и достаточной управляемости.

При увеличении центровки возникает склонность самолета к увеличению угла атаки и потери скорости, уменьшается устойчивость, увеличивается управляемость. Самолет становится в управлении более «строгим». Поэтому заданный предел допустимых центровок устанавливается из условия обеспечения достаточной устойчивости.

Для каждого самолёта установлены пределы допустимых центровок в % САХ:

Ту-154	Ан-24	Ил-14	Ан-2	Ту-104	Ан-10	Ил-86
16,5–32	15–32	12–21	17–29	18,5–25,5	16–30	16–33

## Занятие № 2.

### 1. Понятие о равновесии самолёта.

Известно, что в аэродинамике приняты две основные системы осей координат: скоростная и связанная. Скоростная система рассматривалась при изучении полной аэродинамической силы и её составляющих.

Осями вращения самолёта принято считать оси связанной системы координат, начало которой берётся в центре масс самолёта.

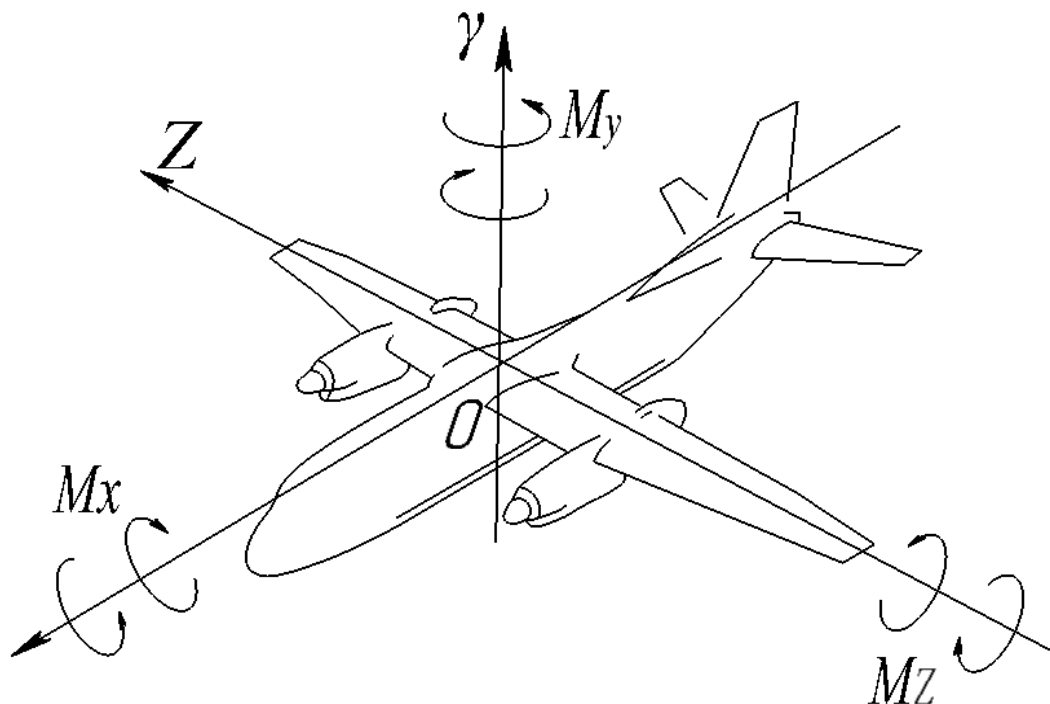


Рис.88. Оси вращения самолёта.

Моменты, вызывающие вращение самолёта вокруг этих осей, получили следующие названия:  $M_x$  - крена или поперечный момент;  $M_y$  - рыскания или путевой момент;  $M_z$  - тангажа или продольный момент.

Равновесием называется такое состояние самолёта, при котором все силы и моменты, действующие на него, взаимно уравновешены, и самолёт совершает равномерное прямолинейное движение. Режимы горизонтального полёта, набора высоты, планирования самолёт выполняет в состоянии равновесия.

Для равновесия самолёта необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций всех сил на каждую из осей координат, была равна нулю и сумма моментов всех сил относительно каждой из осей координат тоже была равна нулю:

$$\Sigma F_x = 0; \Sigma F_y = 0; \Sigma F_z = 0; \Sigma M_x = 0; \Sigma M_y = 0; \Sigma M_z = 0.$$

## 2. Продольное равновесие самолёта.

Продольное равновесие – это состояние, при котором самолёт не имеет стремления к изменению угла атаки, т.е. к вращению вокруг поперечной оси. Признак продольного равновесия:  $\alpha = const; v = const$ . Условие продольного равновесия  $\Sigma F_x = 0; \Sigma M_x = 0$ .

## 3. Путевое и поперечное равновесие самолёта.

Путевое равновесие – это такое состояние, при котором самолёт не имеет стремления к изменению направления полёта, т.е. к вращению вокруг нормальной оси. Признак путевого равновесия:  $\beta = const$ . Условие путевого равновесия  $\Sigma M_y = 0$ .

Поперечного равновесие – это такое состояние при котором самолёт не имеет стремления к изменению угла крена, т.е. вращению вокруг продольной оси. Признак поперечного равновесия  $\gamma = const$ . Условие поперечного равновесия  $\Sigma M_x = 0$ .

Совокупность путевого и поперечного равновесия называется боковым равновесием самолета. Если все моменты, действующие на самолёт, взаимно уравновешены, то считают, что самолёт сбалансирован.

## Тема 3.2. Устойчивость самолета.

### Занятие № 1.

#### 1. Понятие об устойчивости.

Устойчивость самолёта – способность самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать случайно нарушенное равновесие. Если самолёт устойчив, то при случайном нарушении равновесия появится момент, возвращающий самолёт в прежнее состояние. Такой момент называется *стабилизирующим*. Устойчивый самолёт после нескольких колебаний возвращается к исходному режиму полёта.

Если самолёт неустойчив, то случайное нарушение равновесия вызовет появления момента, ещё более его нарушающего. Такой момент называется *дестабилизирующим*. Неустойчивый самолёт к исходному режиму полёта не возвращается.

Устойчивость самолёта складывается из статической и динамической. *Статическая устойчивость* создаётся стабилизирующими моментами, возникающими при случайных нарушениях равновесия (возмущениях) самолёта. *Динамическая* – демпфированием частей самолёта, которое обеспечивает затухающий характер колебаний. Практически устойчивый самолёт должен быть статически устойчивым и обладать хорошими демпфирующими свойствами.

На больших высотах из-за уменьшения плотности воздуха демпфирование колебаний ослабевает и для обеспечения динамической устойчивости самолёта приходится применять специальные демпфирующие устройства.

#### 2. Продольная устойчивость.

Продольной устойчивостью называется способность самолёта, без вмешательства пилота, восстанавливать нарушенное продольное равновесие. Нарушение продольного равновесия выражается в изменении угла атаки и скорости полёта, причем изменение угла атаки происходит во много раз быстрее чем изменение скорости. Поэтому в первый момент после нарушения равновесия проявляется устойчивость самолёта по углу атаки (по перегрузке).

При нарушении продольного равновесия самолёта угол атаки изменяется на величину  $\Delta\alpha$  и вызывает изменение подъемной силы самолёта



на величину  $\Delta Y_a$ , которая складывается из приращений подъемной силы крыла и горизонтального оперения  $\Delta Y_a = \Delta Y_{a_{кр}} + \Delta Y_{a_{го}}$ . Точка приложения  $\Delta Y_a$  называется фокусом самолёта.

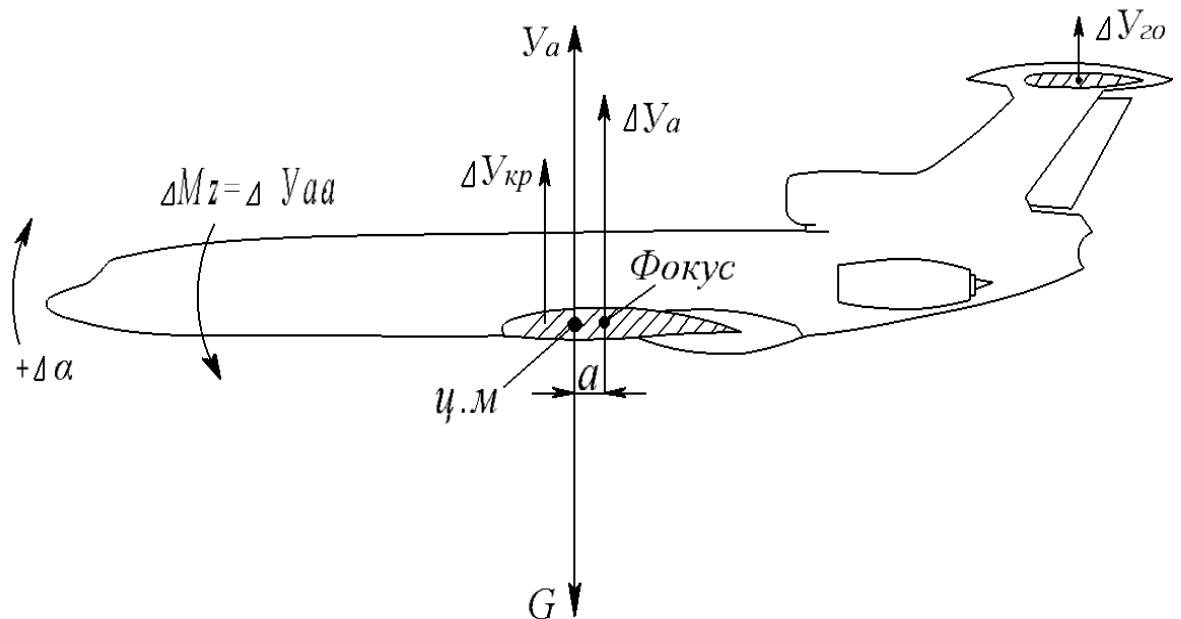


Рис.89. Обеспечение продольной устойчивости самолёта.

Положение фокуса при безотрывном обтекании не зависит от угла атаки. Относительно фокуса суммарный момент аэродинамических сил остаётся постоянным на всех на всех лётных углах атаки. Если фокус находится позади центра масс, то при случайном изменении угла атаки появится стабилизирующий момент  $\Delta M_z = \Delta Y_a a$ , возвращающий самолёт на заданный угол атаки, т.е. самолёт проявляет продольную устойчивость. Если же фокус находится впереди центра масс, то при случайном изменении угла атаки появляется дестабилизирующий момент  $\Delta M_z$ , и самолёт на заданный угол атаки не возвращается, т.е. проявляет продольную неустойчивость. Органом продольной устойчивости считается горизонтальное оперение.

Балансировочные кривые. Величина момента  $\Delta M_z$ , возникающего при нарушениях продольного равновесия, зависит от изменения угла атаки  $\Delta \alpha$ . Эта зависимость выражается балансировочной прямой.

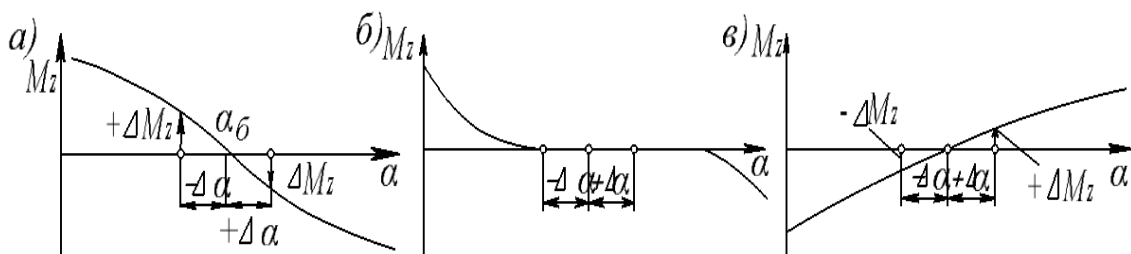


Рис.90. Балансировочные кривые.

На рис. 90 показаны балансировочные кривые для устойчивого, неустойчивого и безразличного самолётов. Угол атаки, при котором  $\Delta M_z = 0$ , называется балансировочным углом атаки  $\alpha_0$ . На балансировочном угле атаки самолёт находится в состоянии продольного равновесия (сбалансирован).

При нарушении продольного равновесия устойчивый, неустойчивый и безразличный самолёты ведут себя по разному: на углах  $\alpha > \alpha_0$  устойчивый самолёт создаёт стабилизирующий момент  $-\Delta M_z$  (момент пикирования); неустойчивый – дестабилизирующий момент  $+\Delta M_z$  (момент кабрирования); безразличный самолёт не создаёт  $\Delta M_z$ , т.е. имеет множество балансировочных углов атаки.

Факторы, влияющие на продольную устойчивость. Центровка самолёта является основным фактором, влияющим на продольную устойчивость самолёта.

Фокус самолёта обычно находится на 25–30% САХ, поэтому устойчивый самолёт должен иметь центровку  $\bar{x}_{ц.м} < 25\%$ , чтобы центр масс был впереди фокуса самолёта.

Центровка самолёта  $\bar{x}_{ц.м} = 25-30\%$  САХ соответствует безразличному равновесию самолёта, так как центр масс почти совпадает с фокусом. При  $\bar{x}_{ц.м} > 35\%$  САХ фокус оказывается впереди центра масс и самолёт становится неустойчивым.

Положение центра масс по высоте. Если центр масс расположен ниже фокуса (высокоплан) то создаётся стабилизирующий момент; если выше (низкоплан) – дестабилизирующий. Поэтому низкопланы менее устойчивы и требуют более передних центровок.

Углы атаки. На малых углах атаки обтекание безотрывное и положение фокуса постоянно. На больших углах атаки при срывном обтекании прямого крыла фокус перемещается назад, что приводит к увеличению продольной устойчивости. Срыв потока на стреловидном крыле начинается на концах крыла. Фокус перемещается вперёд, продольная устойчивость уменьшается.

Скорость полёта. При  $M > M_*$  в зависимости от смещения фокуса продольная устойчивость возрастает или уменьшается. На самолёте с прямым крылом при  $M > 1$  фокус смещается назад на 25%  $СAX$  и вызывает резкое увеличение продольной устойчивости, что затрудняет управление самолётом.

Площади крыла и оперения оказывают влияние на величину стабилизирующего момента.

Длина хвостовой части фюзеляжа. Фокус самолёта смещается назад, и продольная устойчивость увеличивается при увеличении хвостовой части фюзеляжа.

Стреловидность крыла вызывает смещение фокуса назад, поэтому увеличивает продольную устойчивость. Но такое крыло склонно к концевым срывам потока, которые приводят к перемещению фокуса вперёд и уменьшению устойчивости.

Расположение воздушных винтов. Если винты расположены выше центра тяжести создаётся стабилизирующий момент, если ниже – дестабилизирующий. Следовательно, и в этом случае более устойчивым оказываются самолёты – высокопланы с двигателями, расположенными на крыле.

Струя РД, проходящая под ГО вызывает смещение фокуса назад и уменьшает продольную устойчивость.

## Занятие № 2.

### 1. Путевая устойчивость.

Путевая (флюгерная) устойчивость – это способность самолёта без вмешательства пилота устранять скольжение, т.е. устанавливаться «против потока», сохраняя заданное направление полёта. Органом путевой устойчивости является вертикальное оперение.

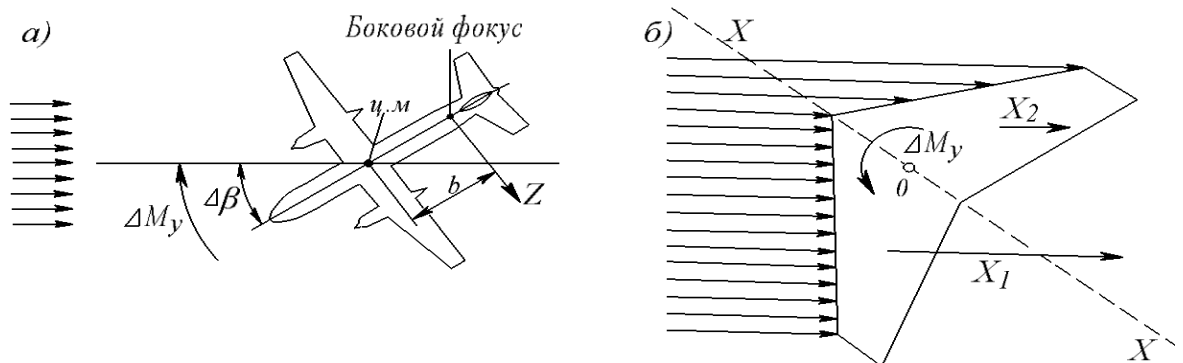


Рис.91. Путевая устойчивость самолёта.

При нарушении путевого равновесия самолёт вращается вокруг оси  $OY$ , но его центр масс по инерции ещё сохраняет направление движения (рис. 91, а). Таким образом, плоскость симметрии самолёта оказывается повёрнутой к направлению потока на угол скольжения  $\beta$ . Скольжение делает обтекание самолёта несимметричным. Создаётся боковая сила  $Z$ , приложенная в боковом фокусе самолёта. Вертикальное оперение смещает боковой фокус за центр масс самолёта. Этим обеспечивается создание стабилизирующего путевого момента  $\Delta M_y = Zb$ .

Центровка. Путевой стабилизирующий момент увеличивается при уменьшении центровки (увеличивается  $b$ ) и уменьшается при увеличении центровки (уменьшается  $b$ ).

Площадь ВО. Увеличение площади ВО увеличивает боковую силу  $Z$  и путевой стабилизирующий момент  $\Delta M_y$ .

Стреловидность крыла. При нарушении путевого равновесия за счёт стреловидности на вынесенном вперёд крыле возникает большее лобовое сопротивление, чем на отставшем. Это приводит к появлению дополнительного стабилизирующего момента  $\Delta M_y$  (рис. 91, б).

## 2. Поперечная устойчивость.

Поперечная устойчивость – это способность самолета без вмешательства пилота сохранять заданный угол крена. Органами поперечной устойчивости самолета являются крыло и вертикальное оперение.

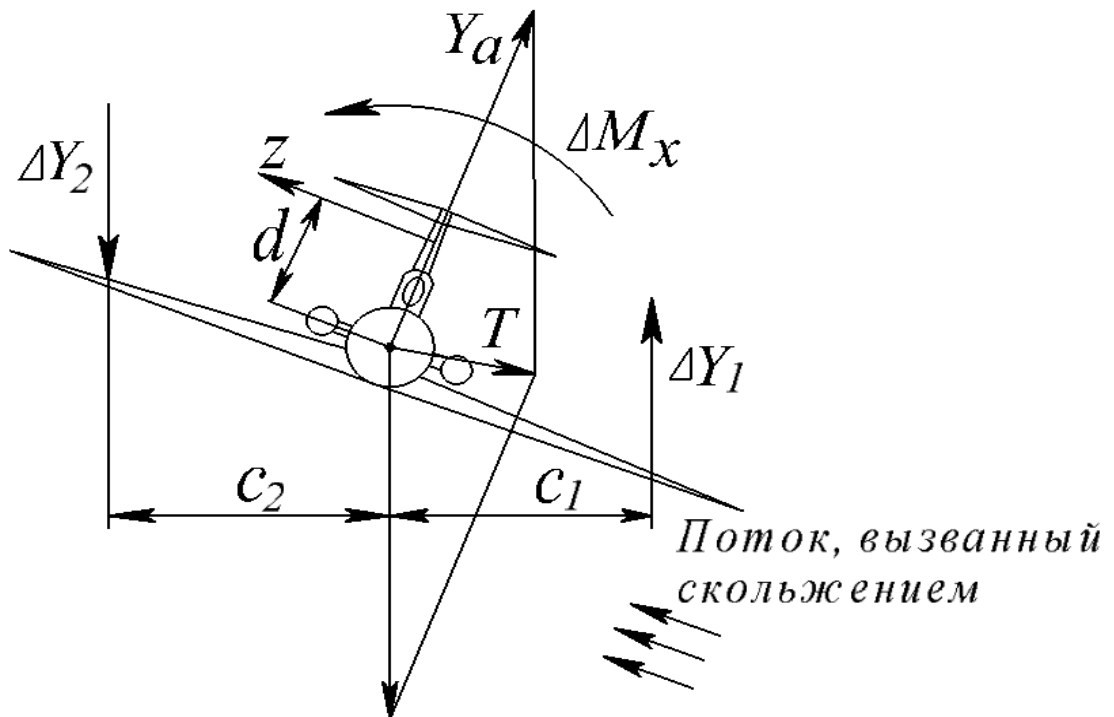


Рис.92. Обеспечение поперечной устойчивости.

Само по себе изменение угла крена не нарушает равновесия поперечных моментов. Но при создании крена нарушается равновесие сил  $Y_a$  и  $G$ , и появляется неуравновешенная сила  $T$ , вызывающая скольжение самолета на опущенное полукрыло. Обтекание самолета становится несимметричным. На опущенном полукрыле из-за увеличения угла атаки подъемная сила увеличивается на  $\Delta Y_1$ , а на поднятом, из-за затенения фюзеляжем, уменьшается на  $\Delta Y_2$ . На вертикальном оперении создается боковая сила  $Z$ . Эти дополнительные аэродинамические силы относительно оси  $OX$  создают стабилизирующий поперечный момент  $\Delta M_x = \Delta Y_1 c_1 + \Delta Y_2 c_2 + Zd$ .

Угол поперечного «V» крыла увеличивает поперечную устойчивость, а угол обратного поперечного «V» уменьшает.

Стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость.

Демпфирование крыла. В процессе создания крена каждое сечение крыла приобретает скорость вращения, изменяющую углы атаки. На опускающемся полукрыле углы атаки и, следовательно, подъемная сила увеличиваются, на поднимающемся – уменьшаются. Из-за этого создается демпфирующий момент, препятствующий крену. Он уменьшает амплитуду поперечных колебаний крыла, ускоряя устранение крена. Таким образом, склонность крыла к демпфированию увеличивает поперечную устойчивость. Увеличение площади и размаха крыла, уменьшение сужения приводят к улучшению демпфирующих свойств крыла, а следовательно, и к улучшению поперечной устойчивости.

На углах атаки близких к  $\alpha_{кр}$ , крыло теряет свойство демпфирования из-за срыва потока с опускающегося крыла, что вызывает самовращение (авторотацию) крыла вокруг продольной оси. Следствием авторотации является потеря скорости и сваливание самолёта в штопор.

### 3. Связь путевой и поперечной устойчивости.

Боковая устойчивость – это совокупность поперечной и путевой устойчивости. Нормальная боковая устойчивость обеспечивается определенным соотношением между поперечной и путевой устойчивостью. Если самолет имеет большую поперечную устойчивость и малую путевую, то при случайном нарушении бокового равновесия устранение крена происходит быстрее, чем скольжения. За время устранения скольжения самолет успевает создать обратный крен, который опять начинает быстро устраняться. Такой самолет имеет стремление к раскачиванию с крыла на крыло, т.е. проявляет колебательную неустойчивость.

При большой путевой устойчивости и малой поперечной быстрее устраняется скольжение. Пока есть крен, центробежная сила искривляет траекторию полёта и самолет движется по спирали, т.е. возникает спиральная

неустойчивость.

Для обеспечения хорошей боковой устойчивости самолёта, варьируют такими параметрами, как стреловидность крыла, угол поперечного «V», площадь ВО.

### ***Тема 3.3. Управляемость самолета.***

#### **Занятие № 1.**

##### **1. Понятие об управляемости самолета.**

Управляемостью самолета называется способность самолета реагировать на отклонение рулей, т. е. изменять режим полета по воле пилота.

Статическая управляемость — способность самолёта под действием рулей уравниваться для восстановления исходного режима полёта.

Динамическая управляемость — способность самолёта под действием рулей нарушать равновесие для изменения режима полёта или выполнения манёвра.

При отклонении рулей создаются управляющие моменты, которые, преодолевая сопротивление инерционных, демпфирующих и стабилизирующих моментов, вращают самолет вокруг осей  $OZ$ ,  $OY$  или  $OX$ . В соответствии с этим осуществляется продольная, путевая и поперечная управляемость. Количественно управляемость можно характеризовать степенью управляемости, т.е. углом, на который повернётся самолёт при отклонении руля на  $1^\circ$ , или угловой скоростью вращения. Большая степень управляемости делает самолёт в управлении очень «строгим».

##### **2. Продольная управляемость.**

Продольная управляемость – это способность самолета изменять угол атаки по воле пилота. Органом продольной управляемости самолета является руль высоты.

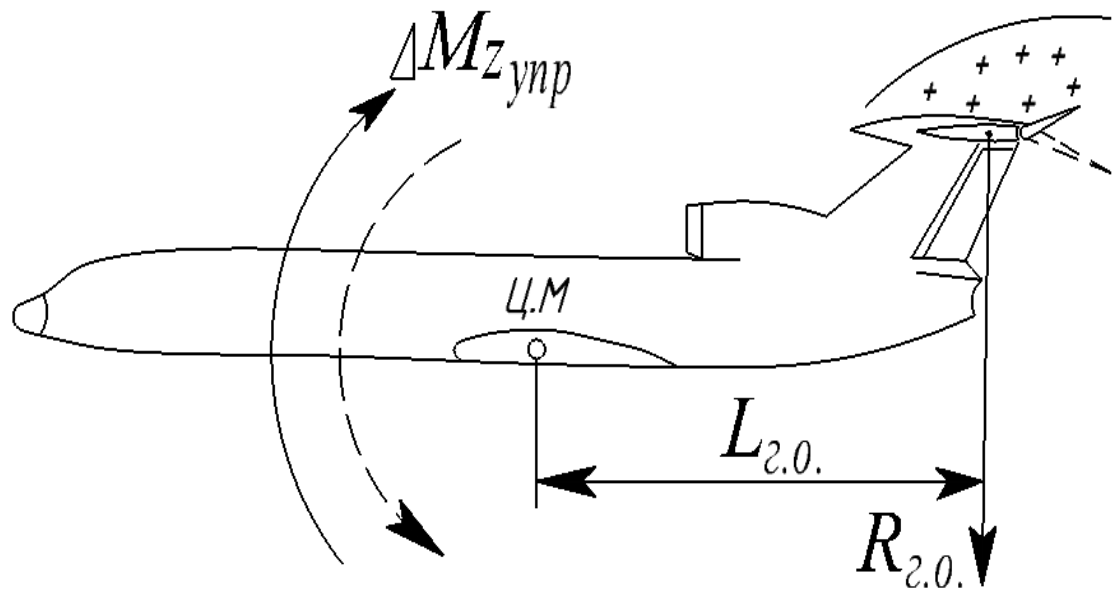


Рис.93. Продольная управляемость самолёта.

Для увеличения угла атаки руль высоты отклоняется вверх, а для его уменьшения – вниз. Отклонение руля высоты изменяет спектр обтекания горизонтального оперения и вызывает появление управляющего момента

$$\Delta M_{z_{упр}} = R_{Г.О} + L_{Г.О} \cdot$$

Момент  $\Delta M_{z_{упр}}$ , преодолевая инерцию и демпфирование самолета, вращает его вокруг оси  $OZ$ , изменяя угол атаки. Изменение угла атаки создает приложенное в фокусе приращение подъемной силы самолета  $\Delta Y$ , и стабилизирующий момент  $\Delta M_{z_{стаб}} = \Delta Y \cdot a$  и продолжается до тех пор, пока сумма продольных моментов, действующих на самолет, не станет равной нулю:  $\Sigma M_z = \Delta M_{z_{упр}} - \Delta M_{z_{стаб}} = 0$ . Если после прекращения вращения самолета сохранится равенство  $Y = G$  (что обеспечивается соответствующим изменением скорости полета), то траектория полета останется прямолинейной.

Угол атаки, на котором сбалансируется (уравновесится) самолет, будет зависеть от угла отклонения руля высоты и величины управляющего момента  $\Delta M_{z_{упр}}$ . Балансировочная кривая, выражающая эту зависимость, показана на рисунке 94. Угол наклона балансировочной кривой характеризует степень продольной управляемости самолёта, так как  $ctg \gamma = \Delta \alpha / (\Delta \delta_{p.e})$ . Чем больше угол наклона балансировочной кривой, тем меньше степень продольной управляемости.

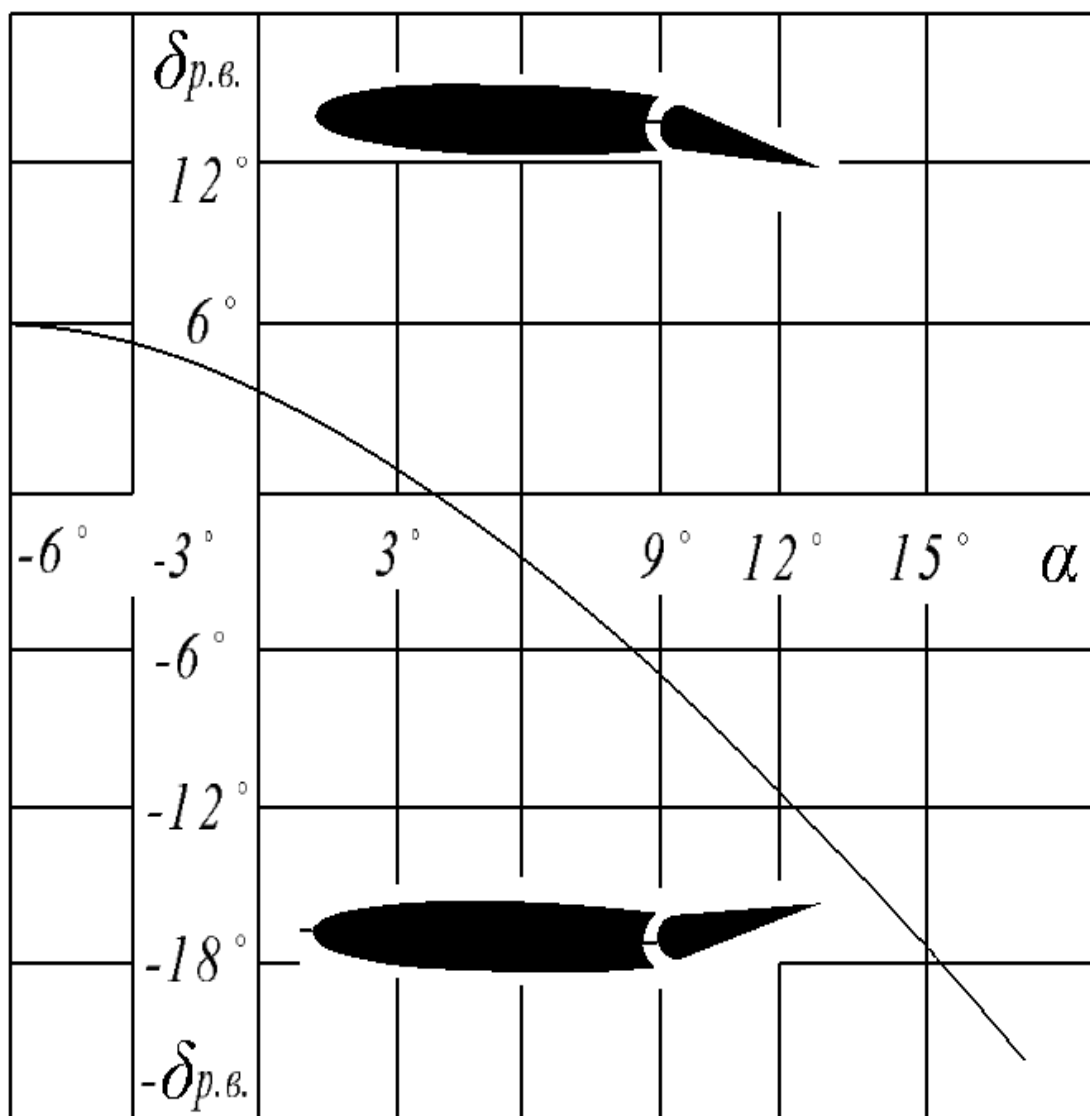


Рис.94. Балансировочная кривая.

Основными факторами, влияющими на продольную управляемость самолета, являются: центровка самолета, скорость и высота полета, площадь руля, длина хвостовой части фюзеляжа.

При уменьшении центровки возрастает продольная устойчивость, а продольная управляемость уменьшается. При слишком передней центровке сильно уменьшается степень управляемости  $\Delta\alpha/(\Delta\delta_{p.v.})$ , что вызывает уменьшение эффективности руля высоты и приводит к росту усилий на штурвале. «Запас» руля высоты уменьшается и его может «не хватить» для получения угла атаки  $\alpha_{нос}$ . При слишком задней центровке устойчивость самолета уменьшается, а степень управляемости возрастает и чрезмерно повышается эффективность руля высоты. Самолет становится «строгим» в управлении. С ростом скорости полета повышается эффективность руля высоты из-за возрастания скоростного напора, и поэтому увеличивается управляемость.



С увеличением высоты полёта уменьшается эффективность руля высоты из-за уменьшения плотности воздуха, необходимые углы отклонения руля высоты увеличиваются, т.е. уменьшается управляемость.

Увеличение площади руля высоты повышает его эффективность при отклонении на один и тот же угол, т. е. увеличивает управляемость, но одновременно вызывает рост усилий на штурвале.

При увеличении длины хвостовой части фюзеляжа фокус самолета перемещается назад, т. е. увеличивается продольная устойчивость самолета, а управляемость уменьшается.

## Занятие № 2.

### 1. Путевая управляемость.

Путевой управляемостью называется способность самолета изменять угол скольжения по воле пилота. Органом путевой управляемости является руль направления. При отклонении руля направления изменяется спектр обтекания вертикального оперения и создается управляющий момент  $\Delta M_{y\text{упр}} = R_{B.O} \cdot L_{B.O}$ , который вращает самолет вокруг оси YO, изменяя угол скольжения  $\beta$ .

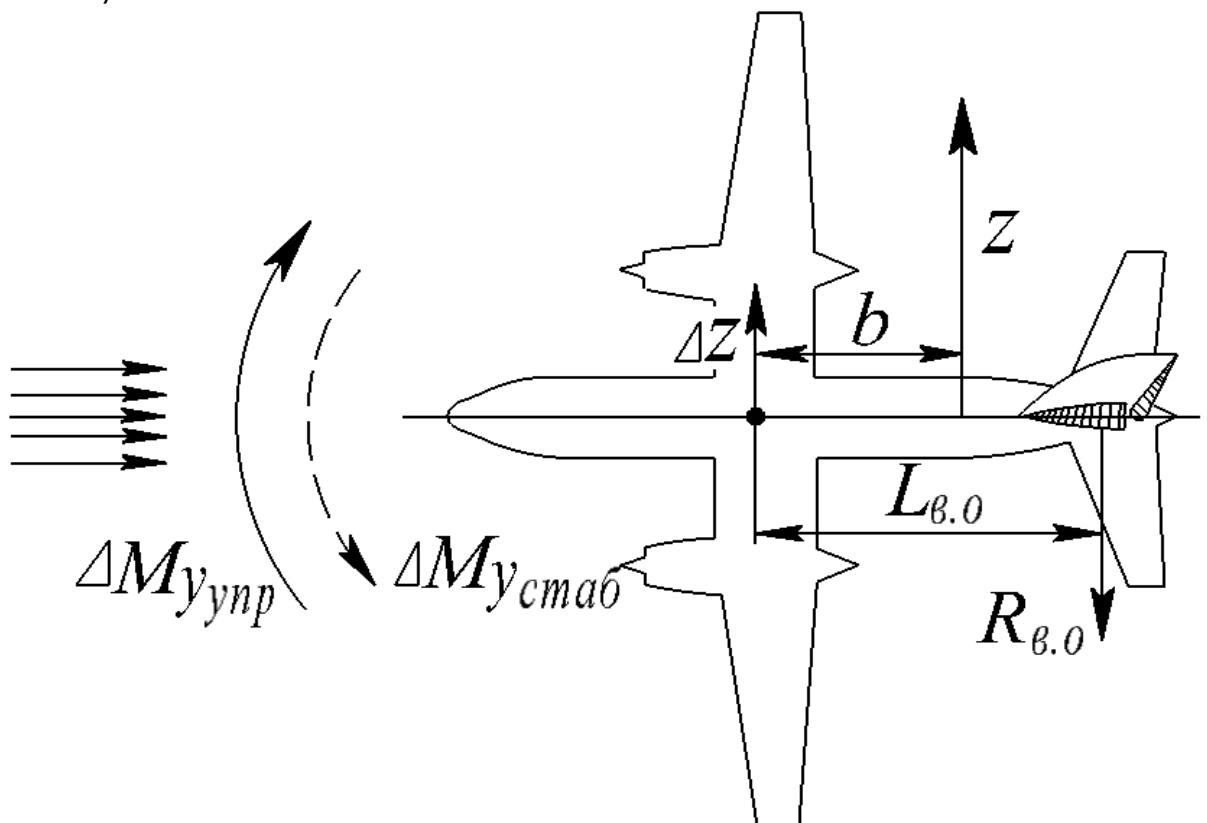


Рис.95. Путевая управляемость.

Изменение угла скольжения создает приложенную в боковом фокусе самолёта боковую силу  $Z$  и стабилизирующий момент  $\Delta M_{y\text{стаб}} = Z \cdot b$  и продолжается до тех пор, пока не уравновесятся приложенные к самолету путевые моменты.

$$\Sigma M_y = \Delta M_{y\text{упр}} + \Delta M_{y\text{стаб}} = R_{B,O} L_{B,O} - Zb = 0.$$

Величина управляющего момента зависит от угла отклонения руля направления. Следовательно, каждому углу отклонения соответствует определенный угол скольжения. После прекращения вращения вокруг оси YO самолет оказывается под действием боковой неуравновешенной силы, приложенной в центре масс самолета, которая искривляет траекторию полета

$$\Delta Z = Z - R_{B,O}.$$

## 2. Поперечная управляемость.

Поперечной управляемостью называется способность самолета изменять угол крена по воле пилота. Органом поперечной управляемости являются элероны.

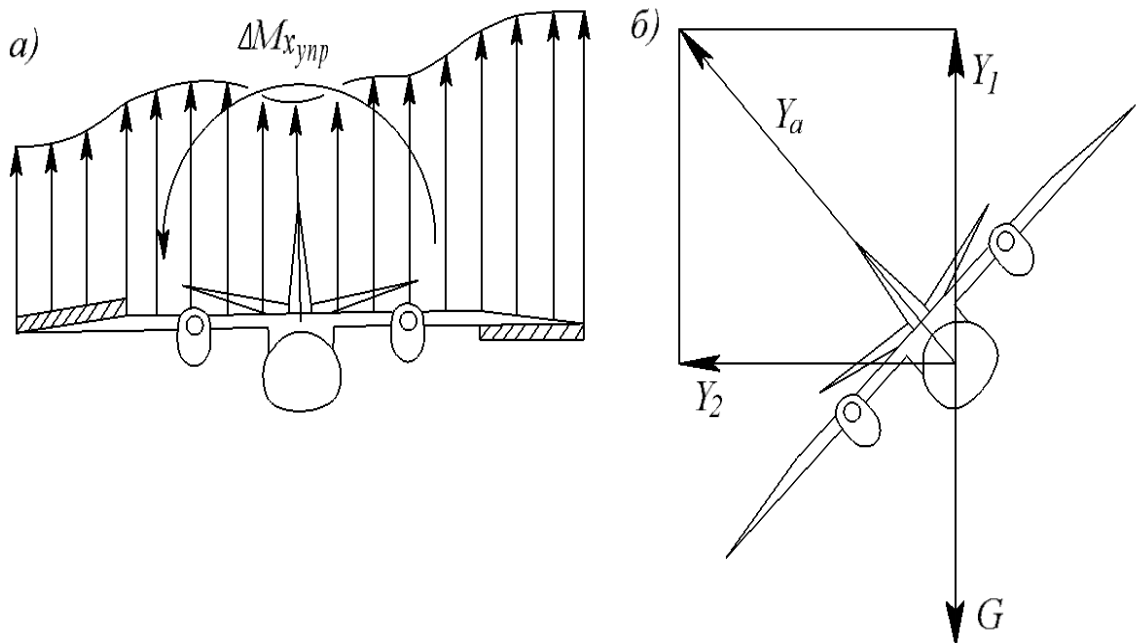


Рис.96. Поперечная управляемость.

При отклонении элеронов изменяется спектр обтекания крыла и подъемная сила одного полукрыла (где элерон отклонен вниз) увеличивается, а второго (где элерон отклонен вверх) уменьшается. Это создает управляющий момент  $\Delta M_{x\text{упр}}$ , который ускоренно вращает самолет вокруг

оси  $OX$ . Через некоторое время за счет демпфирования крыла вращение самолета станет равномерным и будет продолжаться до тех пор, пока элероны не будут возвращены в нейтральное положение. Угловая скорость вращения зависит от величины управляющего момента  $\Delta M_x$  и, следовательно, от угла отклонения элеронов.

Для создания необходимого угла крена пилот отклоняет элероны, вызывая вращение самолета на нужный угол, затем устанавливает их в нейтральное положение. За счет крена появляется неуравновешенная горизонтальная составляющая подъемной силы  $Y_2$ , искривляющая траекторию полета в сторону крена (см. рис. 83).

### 3. Боковая управляемость.

Боковая управляемость - это способность самолета по воле пилота одновременно изменять углы крена и скольжения. Органами боковой управляемости являются элероны и руль направления.

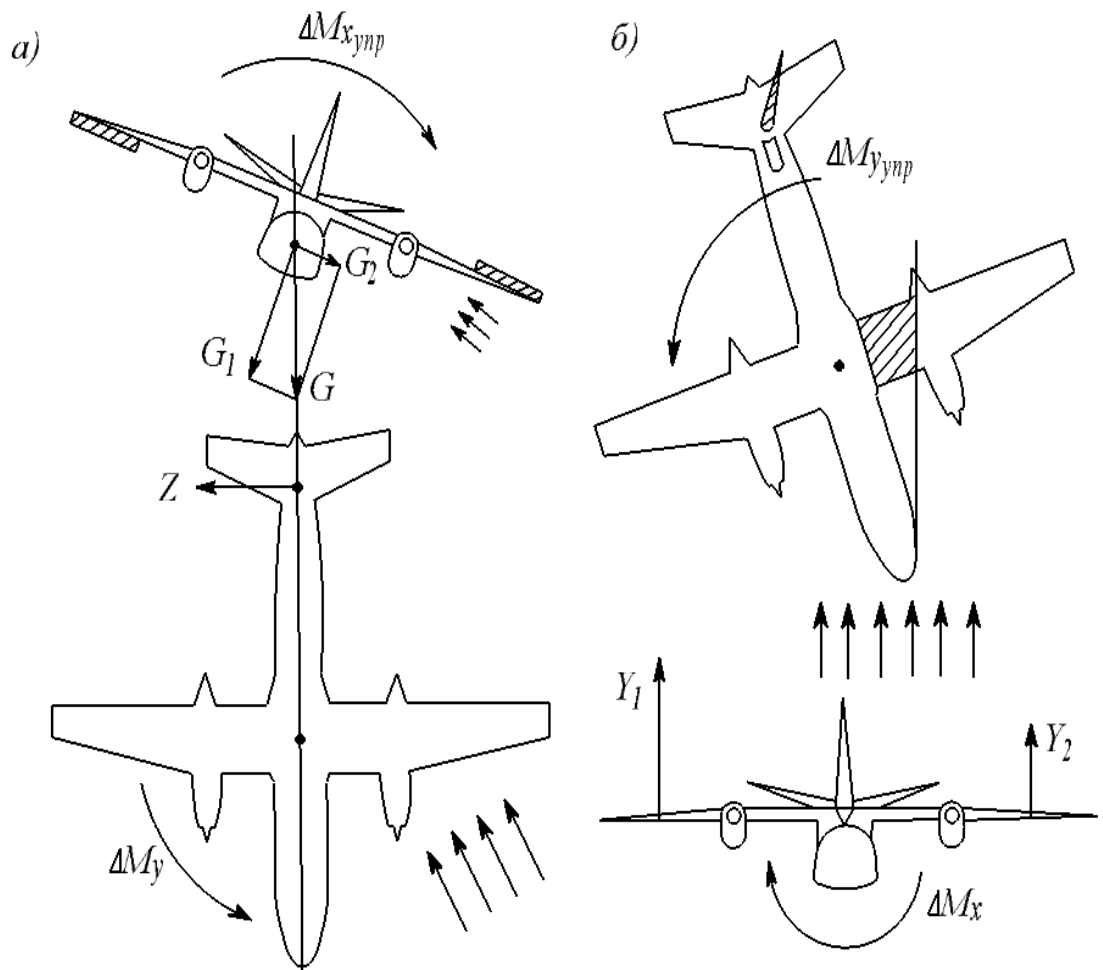


Рис.97. Боковая управляемость.

Отклонение элеронов приводит к созданию управляющего момента  $\Delta M_{x \text{ упр}}$  (рис. 97, а), который изменяет угол крена самолета, т.е. осуществляет поперечную управляемость самолета.

Создание крена вызывает скольжение самолета на опущенное крыло. Из-за этого, при наличии у самолета путевой устойчивости, появится боковая сила  $Z$ , которая создает относительно центра масс самолета путевой момент  $\Delta M_y$ . Последний будет изменять угол скольжения самолета, разворачивая его в сторону крена. Так одновременно с поперечной осуществляется путевая управляемость самолета.

При отклонении руля направления создается управляющий момент  $\Delta M_{y \text{ упр}}$ , изменяющий угол скольжения самолета, т.е. осуществляется путевая управляемость (рис. 97, б). Изменение угла скольжения вызывает несимметричное обтекание самолета, что при наличии поперечной устойчивости приводит к появлению момента  $\Delta M_x$ , нарушающего поперечное равновесие. Так одновременно с путевой будет осуществляться поперечная управляемость. При координированном отклонении элеронов и руля направления эволюции самолета совершаются без скольжения.

Основными факторами влияющими на боковую управляемость самолёта являются: угол атаки, разнос грузов, скорость полёта.

### Занятие № 3.

#### 1. Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов.

##### а) понятие о шарнирном моменте.

Шарнирным моментом называется момент аэродинамической нагрузки руля относительно его оси вращения:

$$M_{ш} = Ra,$$

где  $R$  - аэродинамическая нагрузка руля;

$a$  - расстояние ц.д. руля от оси вращения.

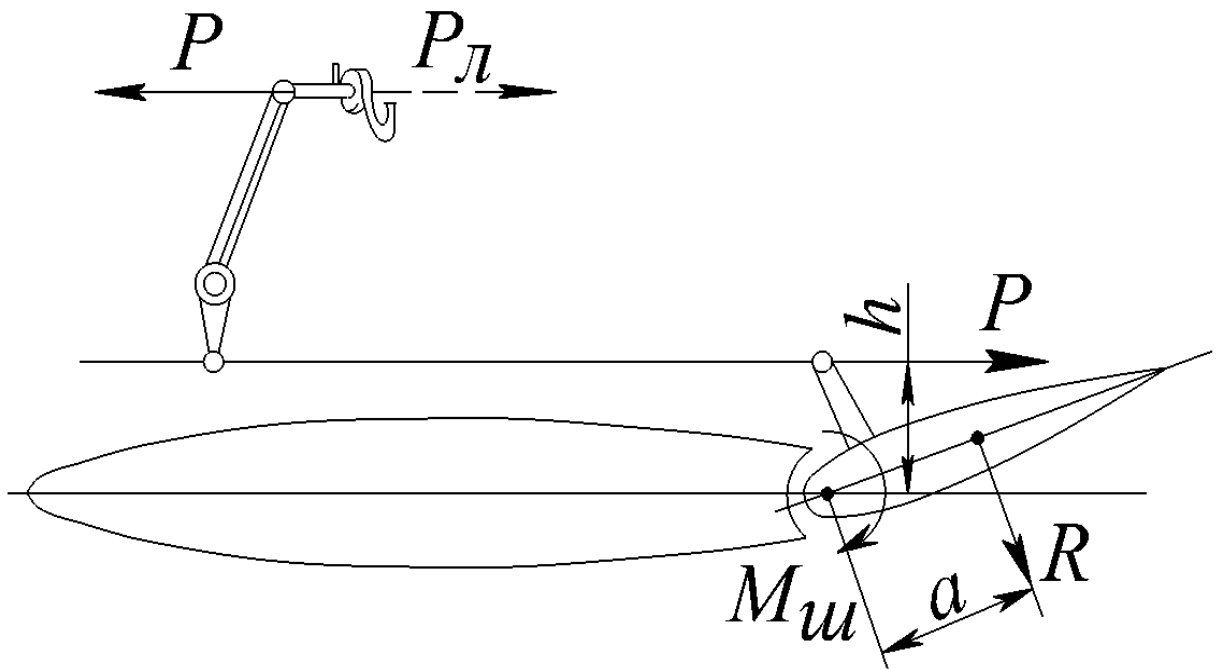


Рис.98. Шарнирный момент.

Шарнирные моменты всегда противодействуют отклонению руля, и поэтому вызывают усилия на командных рычагах, которые преодолеваются пилотом.

**б) назначение и принцип действия аэродинамической компенсации  
(осевой, роговой, внутренней, сервокомпенсации).**

Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов служит для уменьшения усилий на командных рычагах посредством уменьшения шарнирного момента.

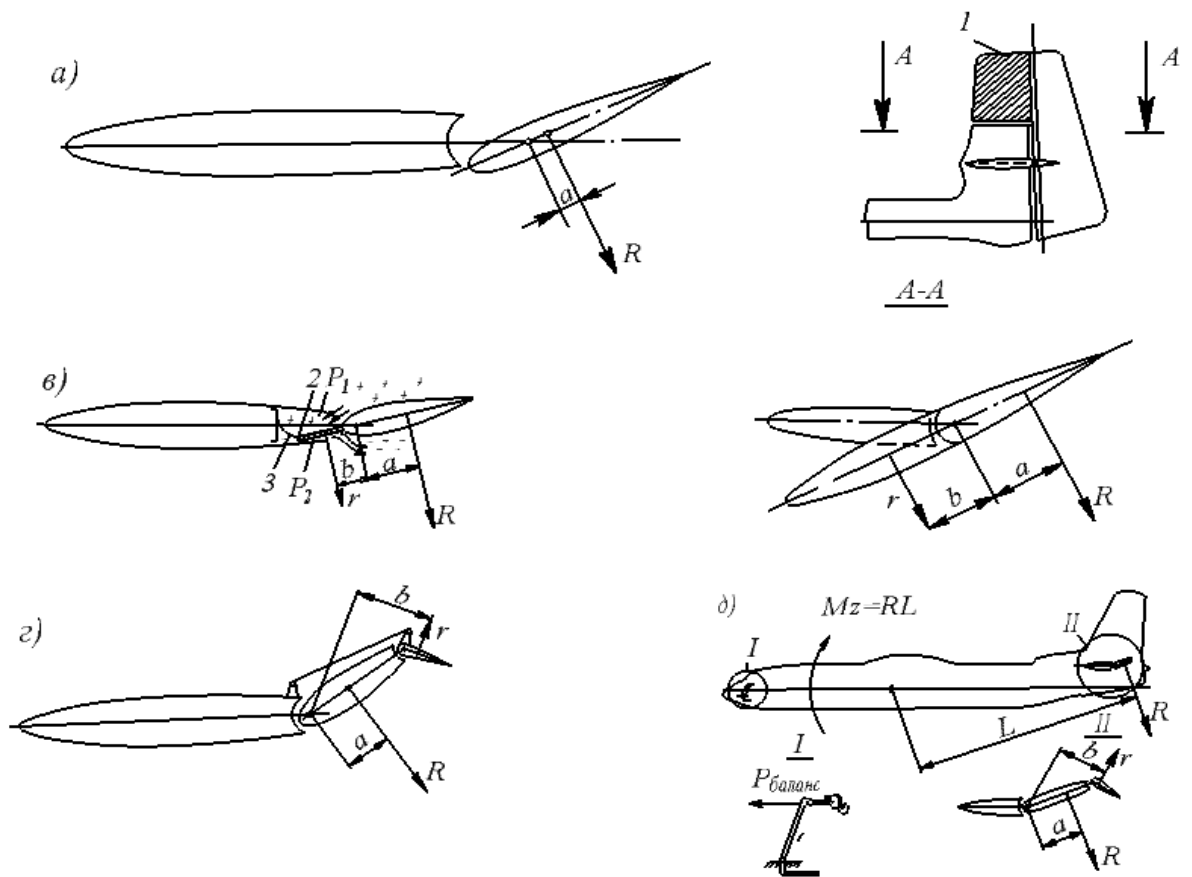


Рис.99. Средства уменьшения шарнирного момента.

Осевая компенсация (рис. 99, а) состоит в том, что ось вращения руля (или элерона) смещена назад так, чтобы площадь, расположенная перед осью вращения, составляла 25–28% от площади руля. Шарнирный момент уменьшается за счёт уменьшения плеча  $a$  силы  $R$ . Если ось вращения совместить с центром давления руля, шарнирный момент станет равным нулю – наступит полная компенсация. При дальнейшем смещении оси вращения назад наступит перекомпенсация и изменится знак шарнирного момента. Осевая компенсация широко распространена из-за простоты конструктивного выполнения и хороших аэродинамических характеристик, однако осложняется тем, что положение центра давления руля зависит от числа  $\dot{l}$  полёта.

Роговая компенсация (рис. 99, б) состоит в том, что перед осью вращения создают дополнительную площадь – рог  $I$ , аэродинамическая нагрузка которого даёт компенсирующий момент

$$M_{ш} = Ra - rb,$$

где  $r$  - аэродинамическая нагрузка на «рог»;

$rb$  - компенсирующий момент.

Из-за неравномерной нагрузки по размаху руля роговая компенсация почти не применяется на современных самолётах. Общим недостатком

осевой и роговой компенсации является сильное возмущение потока. Поэтому их применение на скоростных самолётах может вызвать не только значительное увеличение лобового сопротивления, но и опасные вибрации и преждевременное развитие волнового кризиса.

Внутренняя компенсация (рис. 99, в), применяемая на элеронах и элевонах, осуществляется за счёт компенсирующей пластины 2, которая расположена перед осью вращения элерона, но не выходит из контура крыла. При отклонениях рулевой поверхности на компенсирующую пластину действует разность давления  $(p_1 - p_2)$ , создающая компенсирующий момент  $rb$ . Тогда  $M_{u_i} = Ra - rb = Ra - (p_1 - p_2)S_{в.к}b$ .

Чтобы давления не выравнялись, применена эластичная диафрагма 3 из воздухонепроницаемой ткани, герметично соединенная с компенсирующей пластиной и стенкой крыла. Площадь внутренней компенсации  $S_{в.к}$  составляет около 30% площади руля. Внутренняя компенсация не возмущает потока, но имеет следующие недостатки: ограничивает углы отклонения элерона; создаёт трудности в техническом обслуживании самолёта, связанные с необходимостью контролировать состояние диафрагмы.

Сервокомпенсация (флетнер) (рис. 99, г) – это дополнительный руль, кинематически связанный с основным рулём и неподвижной частью оперения так, что при отклонении основного руля на некоторый угол сервокомпенсатор отклоняется на пропорциональный ему угол в противоположную сторону и создаёт компенсирующий момент  $rb$ . При этом  $M_{u_i} = Ra - rb$ .

Недостатками сервокомпенсатора являются некоторое уменьшение эффективности руля и склонность к самопроизвольным отклонениям, вызывающим флаттер.

Триммер (рис. 99, д) – это дополнительный руль, не связанный кинематически с основным рулём, отклоняемый по воле пилота в сторону, противоположную отклонению руля. Величина компенсирующего момента триммера зависит от его угла отклонения. С помощью триммера осуществляется 100% компенсация и полностью снимается усилие с командного рычага:  $M_{u_i} = Ra - rb$ . Если  $rb = Ra$ , то  $M_{u_i} = 0$ . Это бывает необходимо при длительном установившемся полёте, когда триммеры используются для снятия с командных рычагов балансирующего усилия  $P_{баланс}$ , которое возникает в результате уравнивания (балансировки) самолёта отклонением рулей.

Площадь триммера составляет всего 4–8% от площади руля, поэтому его отклонение почти не уменьшает эффективность руля.

На современных скоростных самолётах в основных системах управления для уменьшения усилий на командных рычагах используются гидроусилители, и поэтому нет необходимости в аэродинамической компенсации рулей и элеронов.

## Раздел 4. Основы аэродинамики вертолѐта.

### Тема 4.1. Несущий винт, его основные характеристики.

#### Занятие № 1.

##### 1. Назначение, основные элементы НВ.

Несущий винт является основной частью вертолѐта. Он предназначен для создания подъёмной и движущей сил и управления вертолѐтом.

Основные части НВ – втулка и лопасти. Лопасти создают силу тяги, необходимую для полѐта. Втулка соединяет все лопасти и служит для крепления НВ к валу, который вращает винт.

По конструктивным признакам НВ можно подразделить на три типа: с жѐстким креплением лопастей; с шарнирным креплением лопастей; на кардане.

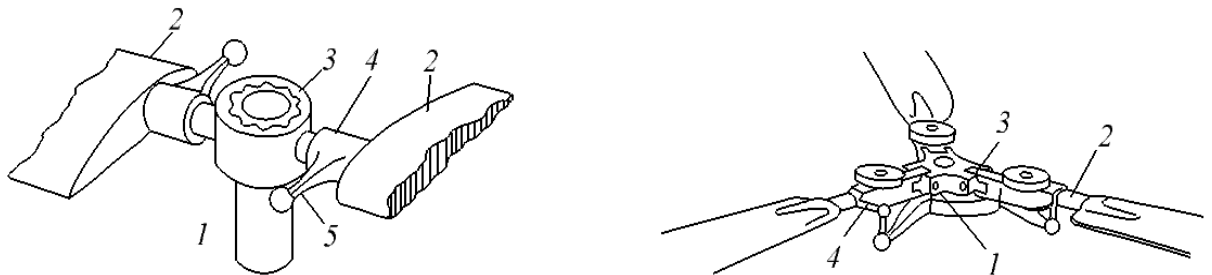


Рис.100. Разновидности НВ.

НВ с жѐстким креплением лопастей (рис. 100, а) является наиболее простой конструкцией, в этом его основное преимущество. Втулка такого винта имеет осевые шарниры, которые позволяют лопастям поворачиваться относительно продольной оси, что необходимо для управления НВ.

НВ с шарнирной подвеской лопастей является наиболее распространѐнным (рис. 100, б). Его втулка имеет три шарнира для каждой лопасти: осевой, горизонтальный, вертикальный.

Втулки НВ выполняют из легированной стали. Лопасти могут быть металлическими, деревянными и смешанной конструкции, а так же из синтетических материалов.



## 2. Геометрические характеристики НВ.

НВ характеризуется определёнными геометрическими параметрами: диаметром, формой лопастей в плане, формой профиля, установочным углом лопастей, ометаемой площадью, удельной нагрузкой, коэффициентом наполнения.

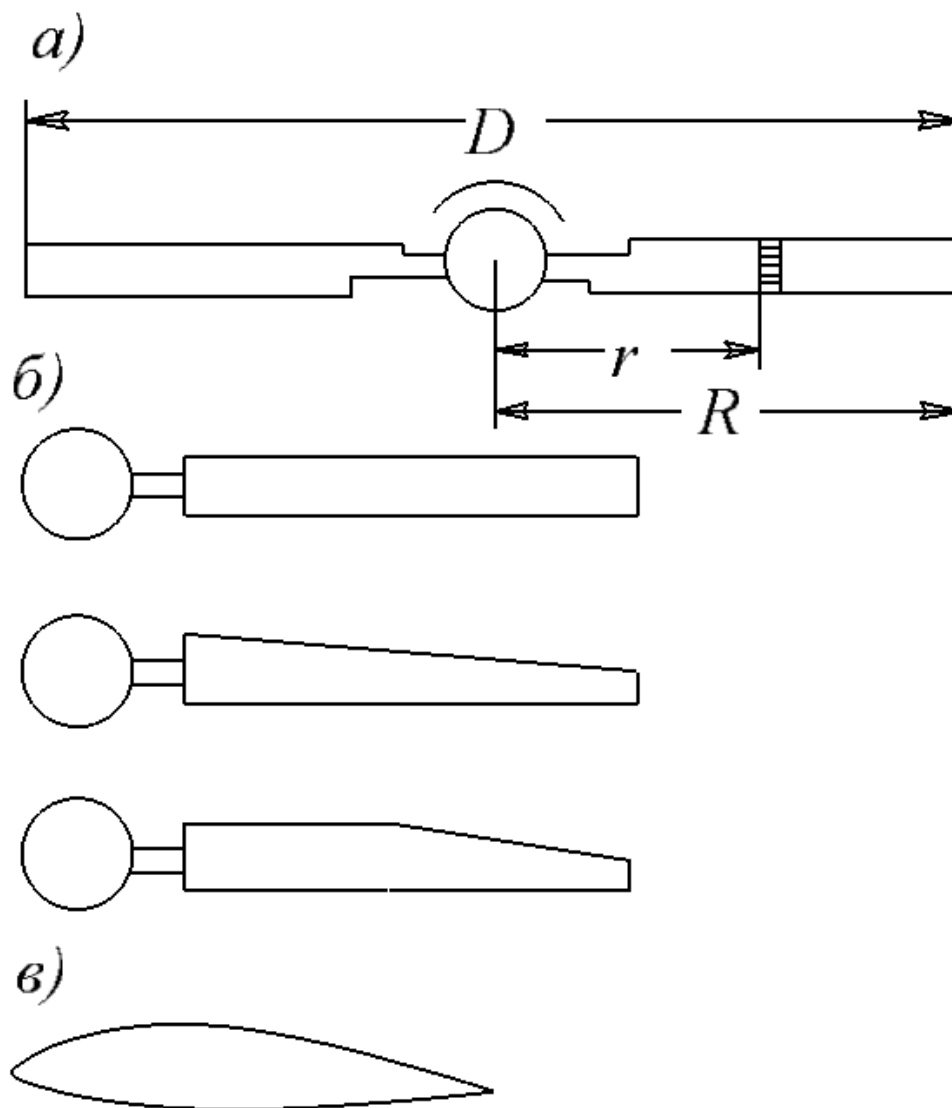


Рис.101. Параметры НВ.

Диаметр НВ – диаметр окружности, по которой движутся концы лопастей.

Его принято обозначать буквой  $D$ , радиус –  $R$ , радиус элемента лопасти –  $r$  (рис. 101, а).

Относительным радиусом элемента лопасти называется отношение радиуса элемента к радиусу винта

$$\bar{r} = r/R, \text{ откуда } r = \bar{r}R.$$

Форма лопасти в плане может быть прямоугольная, трапециевидная и смешанная (рис. 101, б). По форме лопасть похожа на крыло самолёта. Передняя кромка лопасти называется ребром атаки, задняя – ребром обтекания.

Трапециевидная лопасть имеет наиболее равномерное распределение аэродинамических сил по длине. Прямоугольная лопасть проще по конструкции, но имеет несколько худшие аэродинамические характеристики. Наиболее распространённые лопасти – трапециевидные и прямоугольные.

Профиль лопасти – форма сечения лопасти плоскостью, перпендикулярной к продольной оси. Профиль лопасти похож на профиль крыла.

Чаще всего применяют двояковыпуклые несимметричные профили (рис. 101, в).

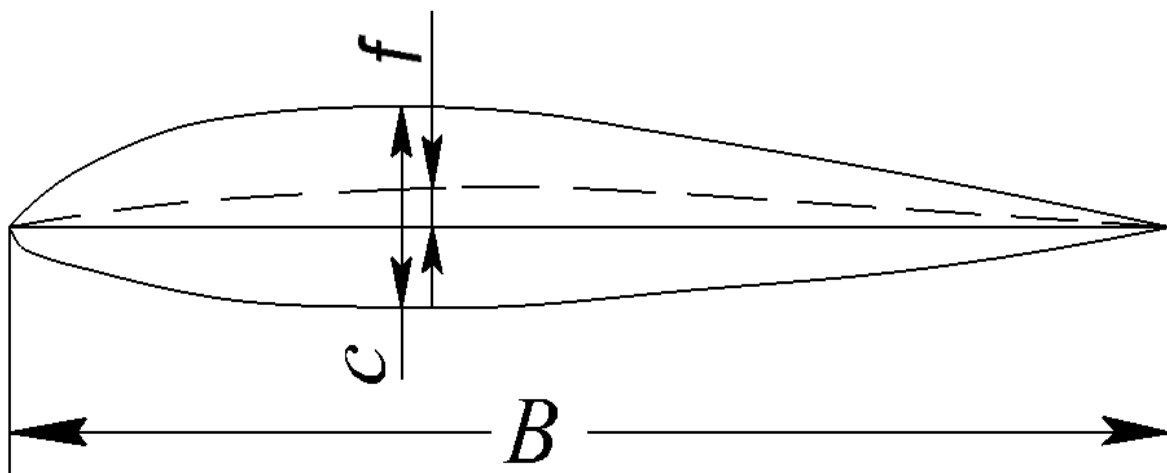


Рис.102. Параметры профиля лопасти.

Профиль лопасти характеризуется относительной толщиной  $\bar{c} = c/b$  и относительной кривизной  $\bar{f} = f/b$  (рис. 102).

Установочным углом элемента лопасти называется угол  $\varphi$ , образованный хордой элемента лопасти и плоскостью вращения втулки НВ.

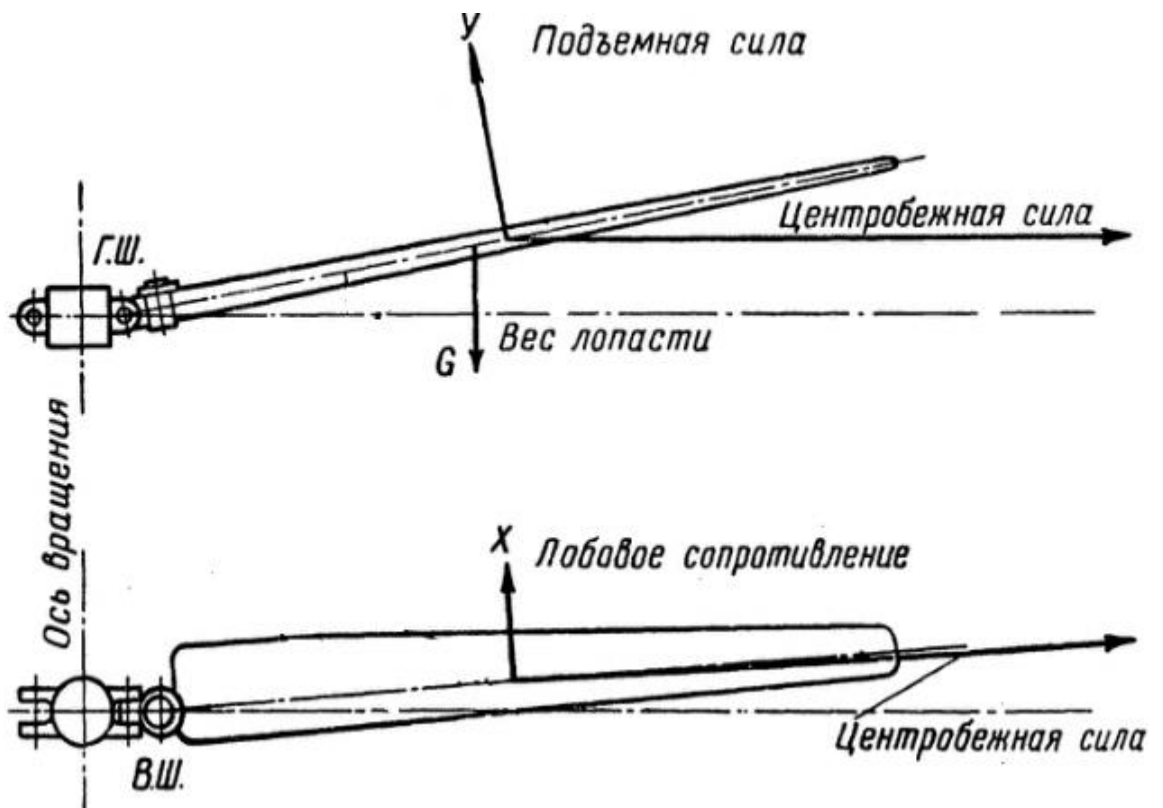


Рис. 103. Установочный угол лопасти.

Установочный угол часто называют шагом элемента лопасти. При повороте лопасти относительно её продольной оси установочный угол изменяется. Такой поворот возможен благодаря осевому шарниру. Следовательно осевой шарнир лопасти НВ предназначен для изменения шага.

Геометрической кривой лопасти называется изменение шага элементов лопасти по радиусу НВ.

У корневых элементов лопасти установочные углы наибольшие, у концевых наименьшие.

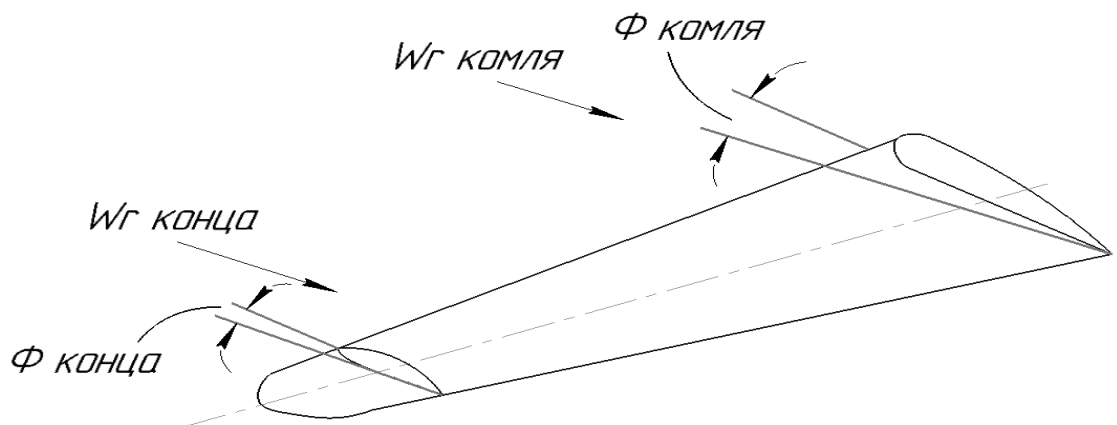


Рис. 104. Геометрическая кривая лопасти.

Геометрическая крутка улучшает условия работы разных элементов лопасти: углы атаки приближаются к наивыгоднейшим. Это приводит к росту силы тяги НВ на 5–7%, поэтому геометрическая крутка даёт увеличение полезной нагрузки вертолѐта при постоянной мощности двигателя.

Вследствие геометрической крутки достигается более равномерное распределение нагрузки на силовые элементы лопасти и увеличивается скорость, при которой возникает срыв потока с отступающей лопасти. У большинства лопастей геометрическая крутка не превышает 5–7%.

Под жѐсткостью понимают способность лопасти сохранять свою форму. При большой жѐсткости даже сильные нагрузки не способны деформировать лопасть. При малой жѐсткости лопасть становится гибкой и легко поддаѐтся деформации, т.е. сильно изгибается и скручивается. Слишком большая гибкость не позволяет придать лопасти наивыгоднейшую крутку. Это ведѐт к ухудшению аэродинамических характеристик НВ.

Площадь, ометаемая НВ – это площадь круга, который описывают концы лопастей,

$$S_{ii} = \pi R^2 = \pi D^2 / 4$$

Эта характеристика НВ имеет примерно такое же значение, как площадь крыла самолѐта, т.е. она подобна площади несущей поверхности.

Удельная нагрузка на ометаемую площадь определяется как отношение веса вертолѐта к площади, ометаемой НВ,

$$P_{y\partial} = G / S_{om},$$

где  $P_{y\partial}$  - удельная нагрузка, кг/м<sup>2</sup>;

$G$  - вес вертолѐта, кг;

$S_{om}$  - ометаемая площадь, м<sup>2</sup>.

У современных лёгких вертолѐтов удельная нагрузка изменяется от 12 до 25 кг/м<sup>2</sup>. У вертолѐтов с двумя двигателями удельная нагрузка может быть до 40–45 кг/м<sup>2</sup>.

Коэффициент заполнения равен отношению суммарной площади лопастей к площади, ометаемой НВ,

$$\sigma = S_d k / S_{om},$$

где  $S_d$  - площадь одной лопасти, м<sup>2</sup>;

$k$  - число лопастей.

У современных НВ число лопастей может быть от двух до шести. Чаще всего бывают три-четыре лопасти у лёгких вертолѐтов и пять-шесть у тяжѐлых.

Коэффициент заполнения имеет величину от 0,04 до 0,07. Это значит, что 4–7% площади, ометаемой винтом, занимают лопасти. Чем больше коэффициент заполнения в указанных пределах, тем больше тяга, развиваемая винтом. Но если коэффициент заполнения превышает 0,07, то растут силы сопротивления вращению и снижается к.п.д. НВ.

### 3. Основные режимы работы НВ.

Условия работы НВ, или его режим работы, определяются положением НВ в потоке воздуха. В зависимости от положения различают два основных режима работы: осевого обтекания и косого.

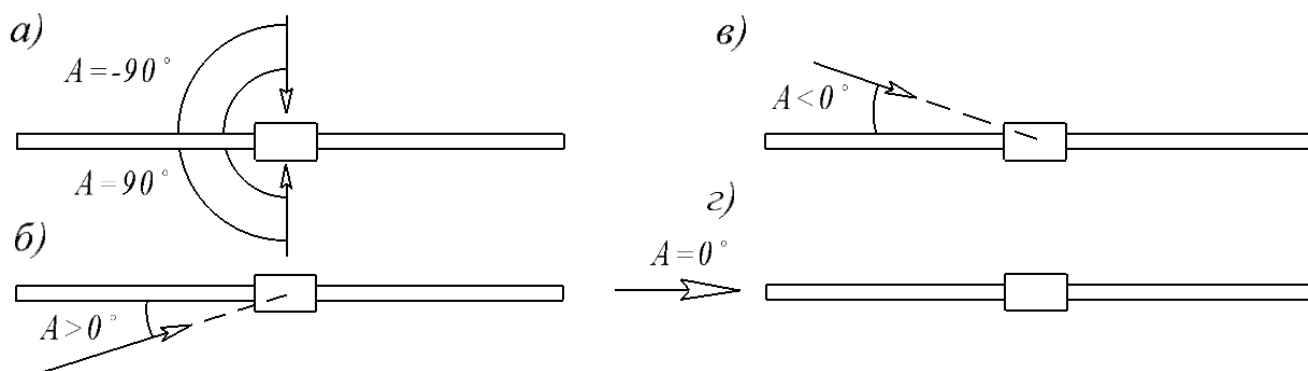


Рис.105. Режимы работы НВ.

Режимом осевого обтекания называются такие условия работы НВ, при которых ось его втулки расположена параллельно набегающему потоку. На режиме осевого обтекания невозмущённый поток набегаёт перпендикулярно плоскости вращения втулки НВ (рис. 105, а). В этом режиме НВ работает на стоянке, при висении, вертикальном наборе высоты и вертикальном снижении вертолётa. Особенностью режима осевого обтекания является то, что положение лопасти вращающегося НВ относительно потока, набегающего на винт, не меняется, следовательно, не меняются аэродинамические силы при движении лопасти по кругу.

Режимом косого обтекания называются такие условия работы НВ, при которых поток воздуха набегаёт на винт не параллельно оси втулки. Существенное отличие этого режима от предыдущего заключается в том, что при движении лопасти по кругу непрерывно изменяется её положение относительно потока, набегающего на винт. Следствием этого будет изменение скорости обтекания каждого элемента и аэродинамических сил лопасти. Режим косого обтекания имеет место при ГП вертолётa и при полёте по наклонной траектории вверх или вниз.

### 4. Угол атаки НВ, коэффициент режимы работы.

Углом атаки НВ называется угол  $\alpha_{н.в}$ , образованный плоскостью вращения втулки и вектором скорости полёта или невозмущённого потока, набегающего на винт.

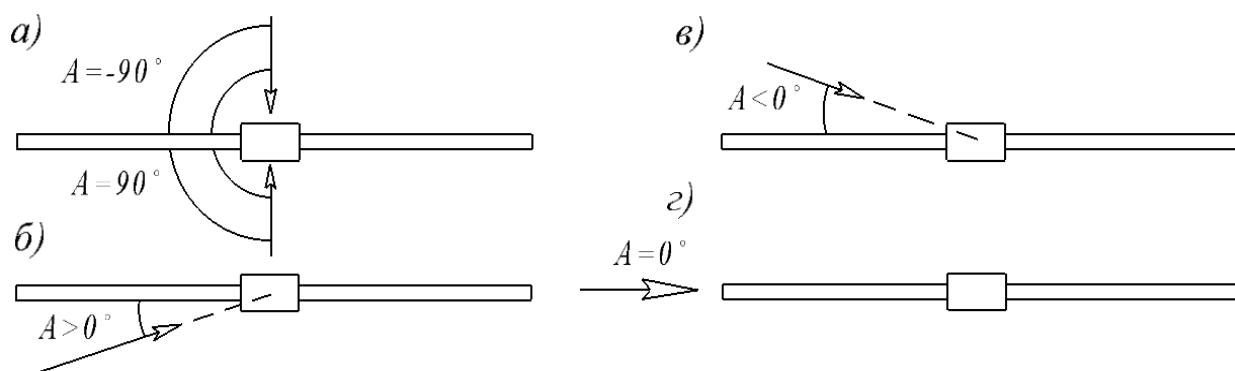


Рис.106. Углы атаки НВ.

Угол атаки положителен, если поток набегаает на винт снизу (рис. 106, а). Если поток набегаает на винт сверху, угол атаки отрицательный (рис. 106, б). Если же поток воздуха набегаает на винт параллельно плоскости вращения втулки, угол атаки равен нулю (рис. 106, в).

Нетрудно заметить связь между режимом работы НВ и углом атаки:

на режиме осевого обтекания  $\alpha_{н.в} = \pm 90^\circ$ ;

на режиме косоугольного обтекания -  $\alpha_{н.в} \neq \pm 90^\circ$ .

Если угол атаки  $\alpha_{н.в} = 0^\circ$ , то режим работы НВ называется режимом плоского обтекания.

Коэффициентом режима работы НВ  $\mu$  называется отношение проекции вектора скорости полёта на плоскость вращения втулки к окружной скорости конца лопасти. Проекция вектора скорости полёта или невозмущённого потока на плоскость вращения втулки равна произведению  $v \cos \alpha_{н.в}$ . Тогда

$$\mu = v \cos \alpha_{н.в} / \omega R.$$

На режиме осевого обтекания, когда  $v = 0$  или  $\alpha_{н.в} = 0^\circ$  ( $\alpha_{н.в} = 90^\circ$ ),  $\mu = 0$ .

Следовательно, равенство  $\mu = 0$  свидетельствует о режиме осевого обтекания. Если  $\mu > 0$ , то это является показателем режима косоугольного обтекания. Чем больше коэффициент  $\mu$ , тем больше эффект косоугольного обтекания. В большинстве случаев угол атаки НВ не превышает  $10^\circ$ . Так как  $\cos 10^\circ \approx 1$ , то  $\mu$  можно определять по приближённой формуле:  $\mu = v / \omega R$ .

## Занятие № 2.

### 1. Азимут лопасти и результирующая скорость элемента на режиме

#### косоугольного обтекания.

При вращении НВ на режиме косо́го обтекания происходит непрерывное изменение положения лопасти относительно вектора скорости полёта или вектора скорости невозмущённого потока, набегающего на НВ. Изменение положения лопасти является причиной очень многих явлений, возникающих на режиме косо́го обтекания. Для определения этого положения введено специальное понятие – азимут лопасти.

Азимутом, или углом азимутального положения лопасти, называется угол между нулевой линией и продольной осью лопасти в данный момент времени.

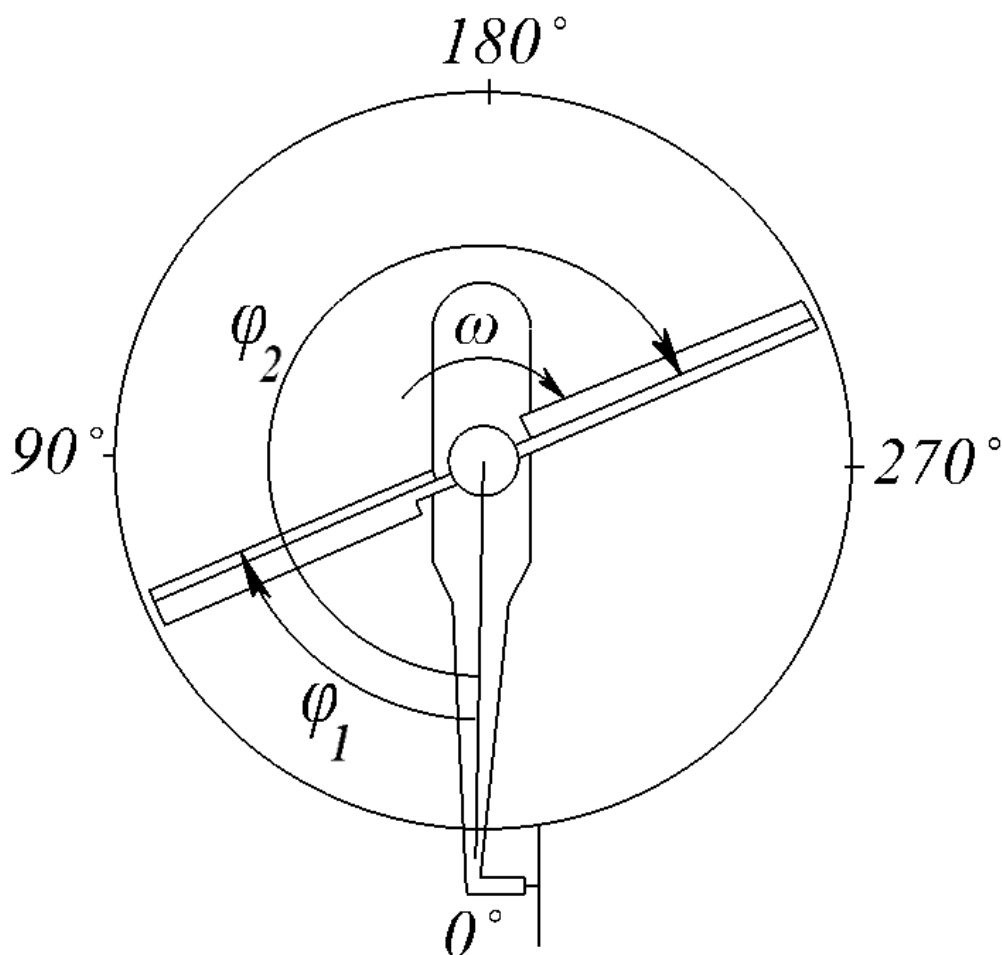


Рис.107. Азимут лопасти.

За нулевую линию принята продольная ось лопасти, когда лопасть расположена сзади оси втулки НВ.

Азимут отсчитывают от 0 до 360° по направлению вращения НВ и обозначают буквой  $\psi$ . Лопасть, которая движется от азимута 0° к азимуту 180° называется наступающей. Лопасть, которая движется от азимута 180° к азимуту 360°, называется отступающей.

Скорость обтекания каждого элемента равна результирующей скорости, с которой движется данный элемент. На режиме осевого обтекания

результующая скорость в плоскости вращения втулки равна окружной скорости

$$u = \omega r .$$

На режиме косо обтекания, кроме окружной скорости, элемент лопасти имеет ещё и скорость полёта  $v$ . Но вектор результирующей скорости, равный геометрической сумме окружной скорости и скорости полёта, будет меняться не только по величине, но и по направлению относительно продольной оси лопасти.

Под результующей скоростью элемента лопасти на режиме косо обтекания необходимо понимать сумму векторов окружной скорости элемента лопасти и проекции вектора скорости полёта на линию вектора окружной скорости.

$$\bar{W} = \bar{u} + \bar{v} \sin \psi .$$

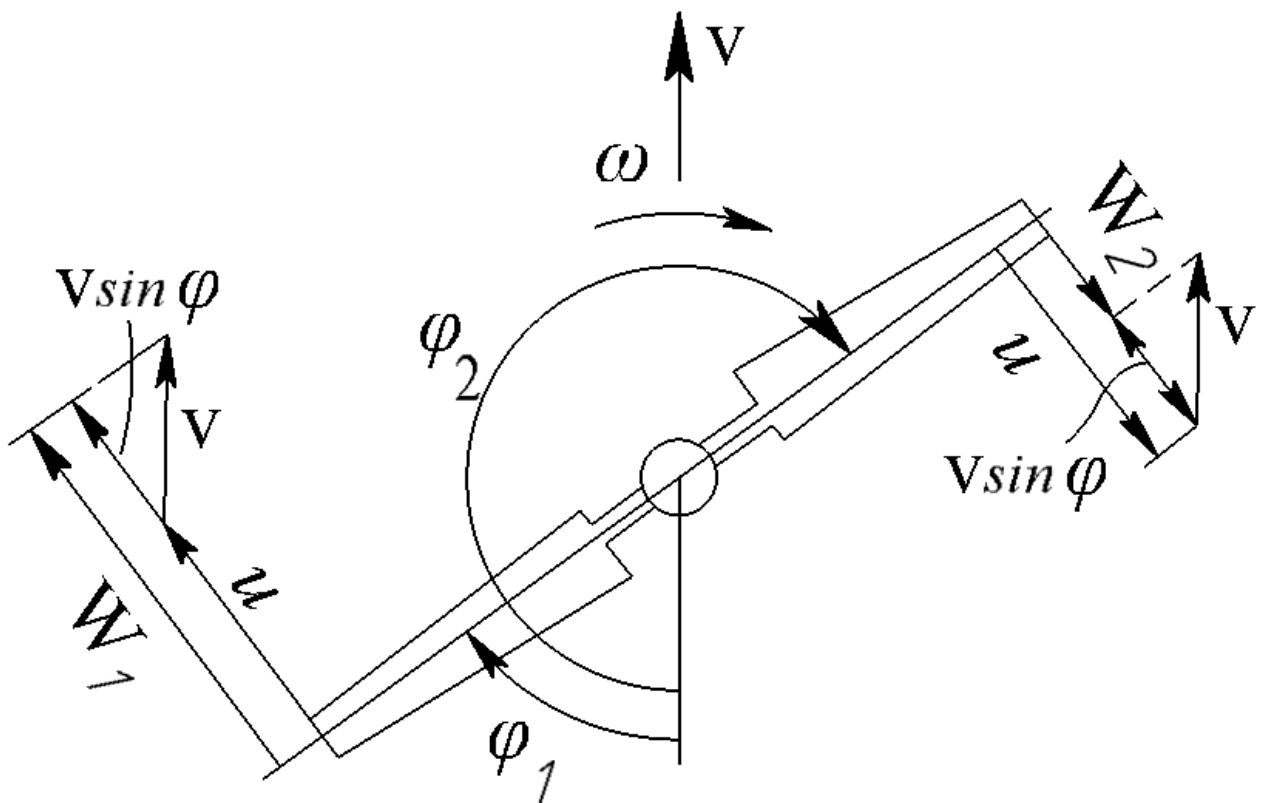


Рис.108. Результирующая скорость элемента лопасти на режиме косо обтекания.

При неизменной скорости полёта и постоянной угловой скорости результирующая скорость изменяется в зависимости от азимута.

Наибольшая результирующая скорость элемента лопасти будет при  $\psi = 90^\circ$ , наименьшая – при  $\psi = 270^\circ$ ; при  $\psi = 0$  и  $180^\circ$  результирующие скорости данного элемента равны окружной скорости этого элемента.



## 2. Инерционные силы, действующие на лопасти НВ.

За счёт маховых движений возникают инерционные силы в плоскости, перпендикулярной к плоскости вращения НВ. Эти силы меняют своё направление и величину в зависимости от азимута лопасти.

В азимутах от  $270^\circ$  до  $90^\circ$  инерционные силы маховых движений направлены вниз. Наибольшая величина этих сил достигается в азимуте, близком к  $360^\circ$ , так как в этом месте будет наибольшее ускорение лопасти вверх. В азимутах от  $90^\circ$  до  $270^\circ$  инерционные силы направлены вверх и наибольшую величину имеют в азимуте  $180^\circ$ , где наибольшее ускорение лопасти вниз. В азимутах  $90^\circ$  и  $270^\circ$  инерционные силы маховых движений равны нулю, а скорости маховых движений наибольшие. Эти силы увеличивают нагрузку на лопасти НВ.

Кроме центробежных и инерционных сил маховых движений существуют поворотные силы инерции, или *кориолисовы силы*. Они возникают в результате сложения движения лопасти по кругу и движения лопасти относительно оси горизонтального шарнира (махового движения). При маховых движениях за счёт изменения угла взмаха происходит изменение радиуса окружности, по которой движется центр тяжести лопасти. Так на рисунке 109, а показано, что при увеличении угла взмаха от  $\beta_1$  до  $\beta_2$  радиус окружности, описываемой центром тяжести лопасти, уменьшается от  $r_1$  до  $r_2$ . Следовательно, маховые движения связаны с радиальным перемещением массы лопасти, а это приводит к возникновению силы инерции, которая называется кориолисовой, или поворотной силой:

$$F_k = 2 \frac{G_l}{g} \omega v_{\text{вз}} \sin \beta.$$

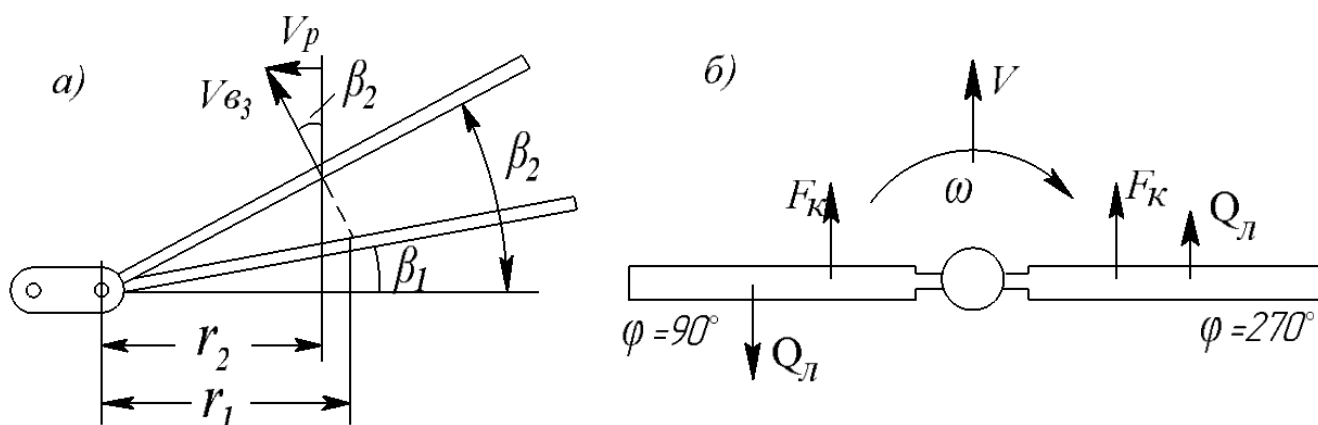


Рис.109. Кориолисовы силы лопастей.

Кориолисова сила лопасти прямо пропорциональна её весу, числу оборотов НВ, скорости взмаха и углу взмаха.

У наступающей лопасти кориолисова сила направлена по вращению винта и увеличивается по мере приближения лопасти к азимуту  $90^{\circ}$ , затем она начинает уменьшаться и в момент равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира становится равной нулю.

У отступающей лопасти кориолисова сила направлена назад против вращения винта и наибольшей величины достигает в азимуте  $270^{\circ}$ .

Кориолисова сила лопасти относительно оси НВ образует момент  $M_{кор} = F_k r_{ц.т}$  (рис. 109, б).

### **3. Горизонтальные и вертикальные шарниры втулки НВ, их назначение.**

В плоскости вращения НВ на лопасти действуют силы сопротивления вращению и кориолисова сила. В азимуте  $90^{\circ}$  эти силы направлены в противоположные стороны (рис. 109, б), в азимуте  $270^{\circ}$  они совпадают по направлению. Если момент только одной кориолисовой силы достигает величины  $10000 \text{ Н}\cdot\text{м}$ , то суммарный момент двух сил (кориолисовой и силы сопротивления вращению) значительно больше. Это значит, что корень лопасти в плоскости вращения винта испытывает большие нагрузки, которые могут вызвать его быстрое разрушение, если учесть, что эти нагрузки за один оборот 2 раза меняют свой знак и величину от нуля до максимума.

Для разгрузки корня лопасти от изгибающих моментов в плоскости вращения втулки необходимо поставить вертикальный шарнир, при наличии которого изгибающий момент у корня лопасти равен нулю, т.е. лопасть поворачивается относительно этого шарнира вперёд (по вращению НВ) или назад, совершая колебательные движения.

Горизонтальный шарнир предназначен для устранения нагрузок, создаваемых моментом силы тяги лопасти.

## ***Тема 4.2. Динамика полёта вертолета.***

### **Занятие № 1.**

#### **1. Понятие о режимах полёта вертолётa.**

Режим полёта вертолётa может быть установившемся и неустановившемся. Установившимся называется прямолинейный полёт с

постоянной скоростью. Такие режимы можно подразделить следующим образом:

1) режимы вертикального полёта: висение, вертикальный набор высоты, вертикальное снижение. Вертикальное снижение имеет две разновидности: снижение с работающими двигателями и снижение на режиме самовращения НВ;

2) режим ГП;

3) режим набора высоты по наклонной траектории;

4) режим снижения по наклонной траектории (может выполняться с работающим двигателем и при самовращении винта)

Неустановившимся режимом называется полёт, при котором вектор скорости меняется по величине или направлению. К таким режимам относятся взлёт, посадка, фигуры пилотажа (виражи, развороты, спираль, змейка и др.) и переходы от одного режима полёта к другому.

Установившийся режим полёта – это равномерное, прямолинейное движение вертолётa. Следовательно, для его осуществления необходимо, чтобы геометрическая сумма сил, действующих на вертолёт, равнялась нулю. Кроме того, сумма моментов сил, действующих на вертолёт относительно центра тяжести, так же должна быть равна нулю. Это и есть условие полного равновесия вертолётa.

Неустановившийся полёт имеет место в том случае, если на вертолёт действует какая-либо неуравновешенная сила, сообщающая ему ускорение, т.е.  $\Sigma F \neq 0$  и  $\Sigma M_{цт} \neq 0$ .

## 2. Режим висения: схема сил, условия висения.

Режимом висения называется такой режим полёта, при котором скорость вертолётa равна нулю. Висение может выполняться относительно воздуха и относительно земли. Если воздух относительно земли не подвижен, т.е. скорость ветра равна нулю, то висение вертолётa относительно воздуха будет одновременно висением относительно земли.

Если скорость ветра больше нуля, то при висении относительно земли (когда нос вертолётa расположен против ветра), вертолёт выполняет полёт относительно воздуха со скоростью ветра. В этом случае НВ работает на режиме косо́го обтекания. При висении вертолётa относительно воздуха НВ работает на режиме осевого обтекания.

Для изучения режима висения будем рассматривать висение вертолётa относительно воздуха при работе НВ на режиме осевого обтекания. Скорость ветра будем считать равной нулю.

При висении необходимо соблюдение общих условий, характеризующих любой установившийся режим полёта, т.е.  $\Sigma F = 0$  и  $\Sigma M_{цт} = 0$ . На вертолёт при висении действуют следующие основные силы

(рис. 110, а): сила веса вертолётa  $G$ ; сила тяги НВ  $T$ ; сила тяги рулевого винта  $T_{p.c}$ ; сила вредного сопротивления  $X_{ep}$ .

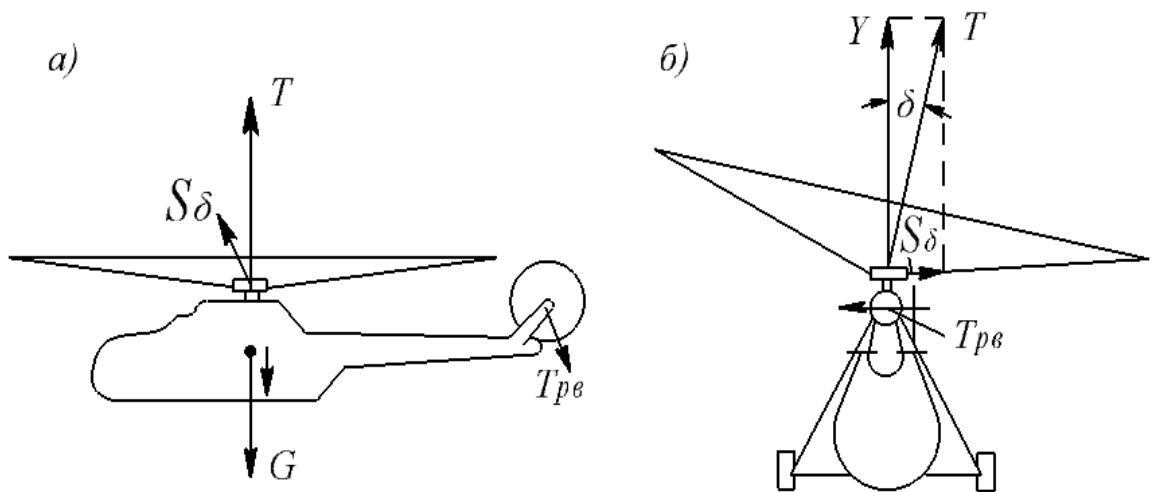


Рис.110. Силы, действующие на вертолёт на режиме висения.

Сила вредного сопротивления возникает за счёт обдува фюзеляжа и других частей вертолётa струёй воздуха, идущей от НВ. Эта сила очень небольшая и составляет примерно 1–2% от веса вертолётa. Вследствие обдува фюзеляжа несколько увеличивается сила тяги НВ, значит, действие силы  $X_{ep}$  уменьшается и ею в дальнейшем можно пренебречь.

Реактивный момент НВ при висении уравнивается моментом тяги РВ  $M_p = T_{p.c} \cdot L_{p.c}$ . Это необходимо для удержания вертолётa от разворота вокруг вертикальной оси. Но при этом на него действует неуравновешенная сила тяги РВ и вертолёт перемещается в бок. Для предотвращения бокового перемещения необходимо силу тяги РВ уравновесить силой, противоположно направленной. С этой целью вектор силы тяги НВ отклоняют в сторону, обратную направлению тяги РВ. У вертолётov с правым вращением НВ (при виде сверху) сила тяги РВ направлена влево (рис. 110, б). За счёт завала оси конуса вправо на угол  $\delta$  возникает боковая сила тяги НВ  $S_{\delta} = T \sin \delta$ , которая уравнивает силу тяги РВ. Вертикальная составляющая тяги НВ  $Y = T \cos \delta$  уравнивает вес вертолётa. Угол  $\delta$  не превышает 3–5°. А так как  $\cos 5^\circ \approx 1$ , то можно сказать, что  $Y \approx T$ . Таким образом, условия висения вертолётa выражаются следующими равенствами:

$$Y = G, \text{ или } Y - G = 0;$$

$$T_{p.c} = S_{\delta}, \text{ или } T_{p.c} - S_{\delta} = 0;$$

$$\Sigma M_{ц.г.} = 0.$$

Так как по продольной оси вертолётa на режиме висения силы не

действуют, то равенство  $\Sigma F = 0$  обеспечено.

Ввиду равенства  $Y \approx T$  можно первое условие режима висения записать в виде  $T = G$ . Следовательно, для висения вертолѐта необходимо:  $T = G$  (постоянство высоты висения);  $\Sigma M_{\text{ц.т.}} = 0$  (отсутствие вращения относительно центра тяжести). Режим висения является характерным режимом полѐта и во многом определяет лѐтные свойства вертолѐта.

### 3. Режим ГП: схема сил, условия ГП.

Горизонтальным полѐтом вертолѐта называется прямолинейный полѐт с постоянной скоростью в горизонтальной плоскости. Это основной режим для вертолѐта.

В ГП на вертолѐт действуют силы веса вертолѐта  $G$ , тяги НВ  $T$ , вредного сопротивления  $X_{\text{вр}}$ , тяги РВ  $T_{\text{р.в}}$ .

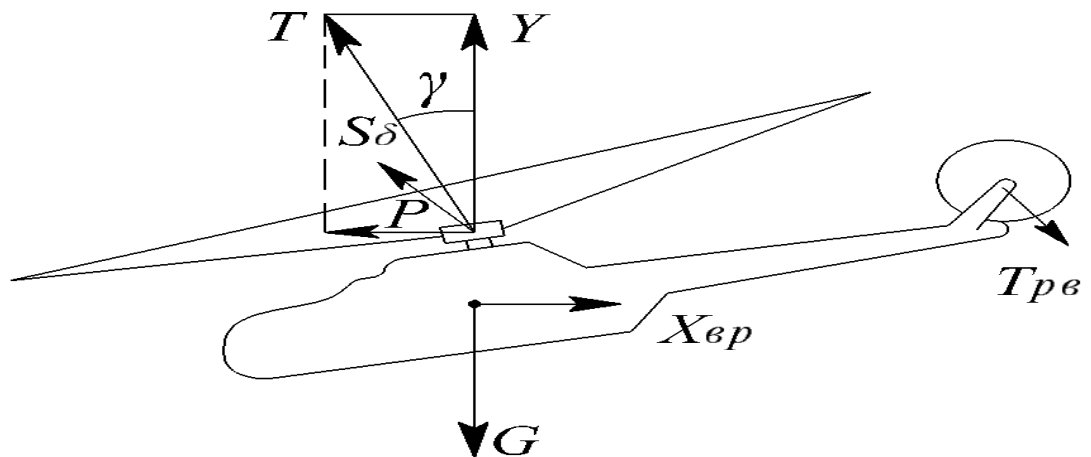


Рис.111. Силы, действующие на вертолѐт при ГП.

Условия ГП выражаются следующими равенствами:

$$Y = G \text{ или } G - Y = 0;$$

$$P_{\text{ов}} = X_{\text{вр}} \text{ или } P_{\text{ов}} - X_{\text{вр}} = 0;$$

$$T_{\text{р.в}} = S_{\text{б}} \text{ или } T_{\text{р.в}} - S_{\text{б}} = 0;$$

$$\Sigma M_{\text{ц.т.}} = 0.$$

Первое условие обеспечивает постоянство высоты полѐта,

второе – постоянство скорости,

третье – прямолинейность полѐта в горизонтальной плоскости.

Чтобы вертолѐт не вращался вокруг его центра тяжести, необходимо четвертое равенство  $\Sigma M_{\text{ц.т.}} = 0$ .

Силы  $Y$ ,  $P_{\text{ов}}$ ,  $S_{\text{б}}$  являются составляющими силы тяги НВ.

Следовательно, тяга НВ при ГП вертолѐта выполняет функции движущей, боковой и подъёмной силы.

При ГП вектор силы тяги отклонѐн от вертикали вперѐд и вбок в направлении отступающей лопасти.

За счёт бокового наклона вектора силы тяги образуется боковая сила  $S_{\delta} = T_{p.e}$ , а в следствии наклона вектора силы тяги вперѐд образуется движущая сила  $P_{ос} = T \sin \gamma$ , которая тянет вертолѐт вперѐд, преодолевая вредное сопротивление. Проекция силы тяги на вертикаль даёт подъёмную силу  $Y = T \cos \gamma$ .

## Занятие № 2.

### 1. Особенности руления на вертолѐте.

Иногда перед взлѐтом или в процессе взлѐта вертолѐт передвигается по земле, т.е. выполняет руление. Руление на вертолѐте существенно отличается от руления на самолѐте.

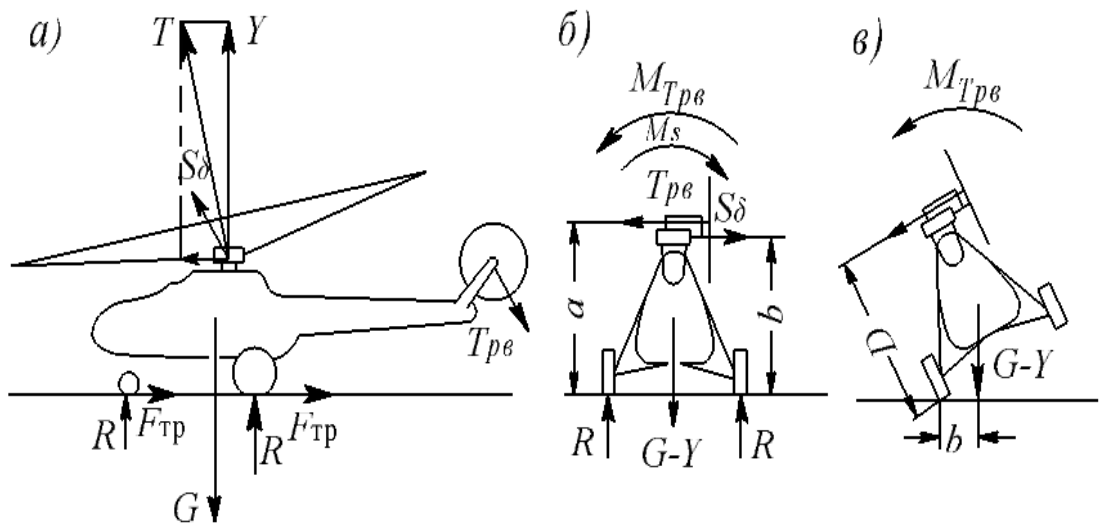


Рис.112. Силы, действующие на вертолѐт при рулении.

Руление осуществляется за счёт движущей силы  $D_{aa}$ , которая уравнивает силы трения колес  $F_{тр}$  (рис. 112, а). Реактивный момент НВ уравнивается моментом тяги РВ. Основные отличия руления на вертолѐте:

1) наличие большой подъёмной силы, которая является составляющей тяги НВ и уменьшает силу давления колес на землю, т.е. опорную реакцию.

В результате трение колес о землю уменьшается и увеличивается возможность опрокидывания вертолѐта;

2) наличие боковых сил: тяги  $P_B$  и боковой составляющей тяги  $H_B$  (рис. 112, б). Эти силы относительно точек опоры колѐс дают большие опрокидывающие моменты, которые уравниваются друг друга. Но при изменении одной из боковых сил опрокидывающий момент оказывается неуравновешенным и вызывает опрокидывание вертолѐта (рис. 112, в);

при действии движущей силы  $P_{об}$  возникает большой капотирующий момент, вследствие чего создаѐтся большая нагрузка на передние колѐса (колесо) шасси.

Поѐтому руление на вертолѐте нужно выполнять более осторожно, чем на самолѐте. Скорость руления не должна превышать 10–15 км/ч, поверхность площади, по которой происходит руление, должна быть ровной. Не разрешается выполнять руление при сильном боковом ветре, так как это может привести к опрокидыванию вертолѐта.

## 2. Режимы взлѐта вертолѐта.

Взлѐт вертолѐта является неустановившемся ускоренным видом полѐта. В зависимости от полѐтного веса, атмосферных условий, высоты аэродрома над уровнем моря, наличие препятствий взлѐт может быть выполнен по-вертолѐтному, по-самолѐтному и с использованием воздушной подушки.

Взлѐт по-вертолѐтному является основным видом взлѐта.

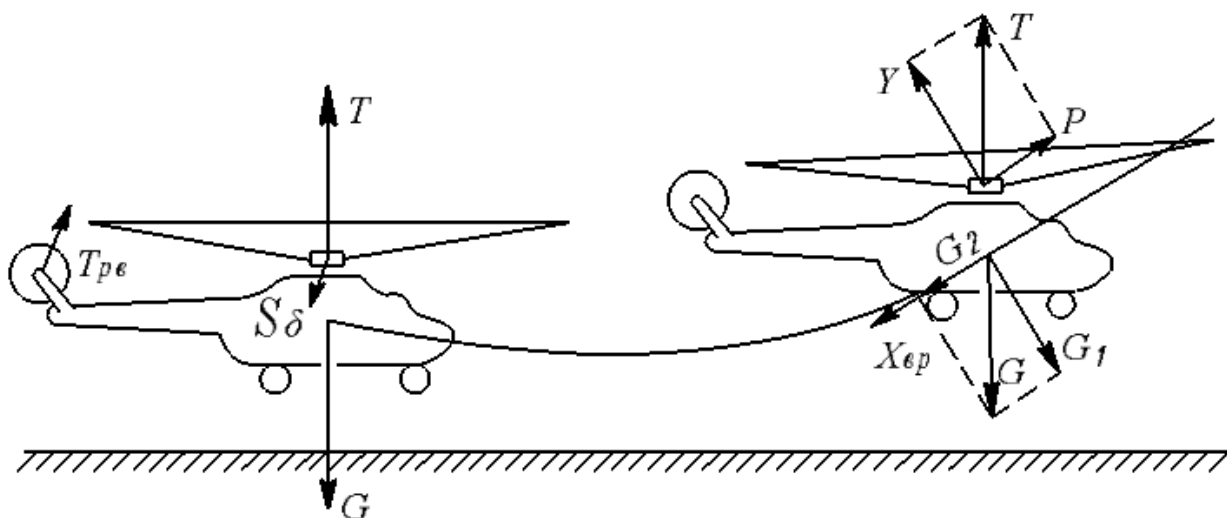


Рис.113. Взлѐт по-вертолѐтному.

При этом взлёте выполняется вертикальный отрыв и на высоте 1,5–2 м производится контрольное висение (проверяется работа НВ, двигателя и оборудования). Затем вертолёт переводят в набор высоты по наклонной траектории с одновременным увеличением скорости. При этом переходе возможно «проседание» вертолёта, т.е. уменьшение высоты, а иногда и удар колёсами о землю. Такое явление вызывается наклоном оси конуса НВ вперёд для создания движущей силы  $P_{ов}$ , в результате чего уменьшается вертикальная составляющая тяги НВ. Поэтому одновременно с наклоном оси конуса НВ вперёд нужно увеличивать силу тяги путём увеличения шага винта.

Когда вертолёт наберёт 20–25 м или окажется выше окружающих препятствий, взлёт считается законченным. К этому времени обычно заканчивается и разгон, т.е. увеличение скорости по траектории до наивыгоднейшей скорости набора высоты, которая соответствует экономической скорости ГП.

Такой взлёт невыполним если:

вертолёт перегружен;

высокая температура воздуха;

взлёт выполняется с высокогорного аэродрома.

В этих случаях производят взлёт по самолётному.

Взлёт по самолётному. При таком взлёте вертолёт выполняет разгон по земле, затем отрыв и переход к набору высоты по наклонной траектории.

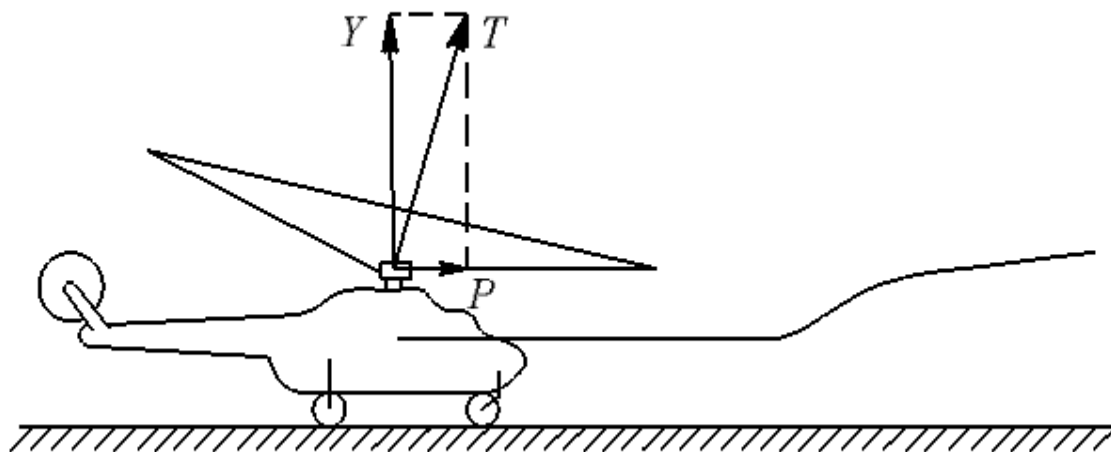


Рис.114. Взлёт по самолётному.

Здесь используется основное преимущество работы НВ на режиме косо́го обтекания – увеличение тяги, развиваемой винтом при повышении



скорости набегающего на НВ потока воздуха.

В результате увеличения силы тяги возрастает подъёмная сила. Когда она становится несколько больше силы веса, вертолёт отрывается от земли и переходит к набору высоты по наклонной траектории при дальнейшем увеличении скорости полёта.

### 3. Режимы посадки вертолёта.

Посадкой называется неустановившейся полёт с высоты 25–50 м с уменьшением скорости и последующим приземлением. Посадка вертолёта может быть выполнена по-вертолётному, по самолётному, на режиме самовращения НВ, при планировании по наклонной траектории и с подрывом.

Посадка по-вертолётному является основным способом посадки при работающем двигателе. Она включает следующие этапы:

- 1) планирование с уменьшением скорости по траектории и вертикальной скорости;
- 2) зависание на высоте 2–3 м над площадкой;
- 3) вертикальное снижение;
- 4) приземление.

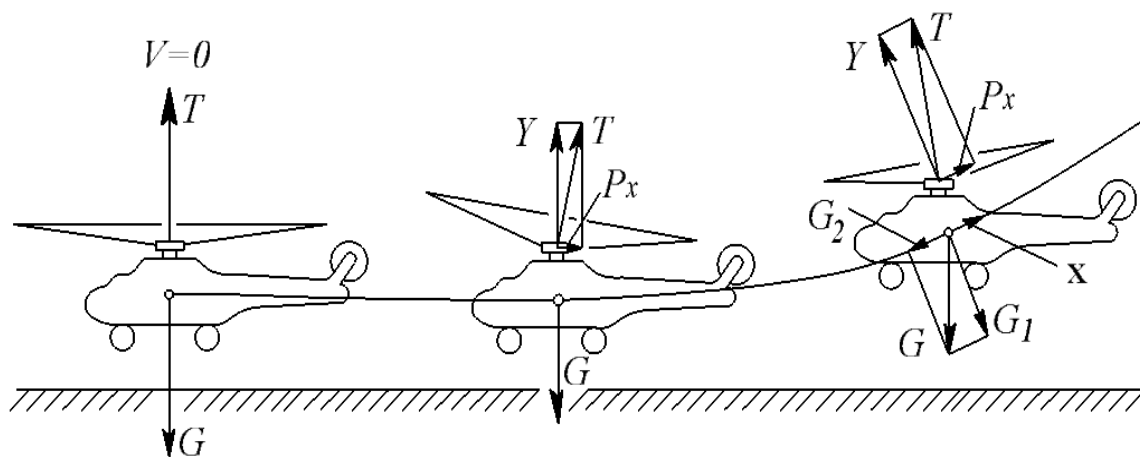


Рис.115. Посадка по вертолётному.

При заходе на посадку вертолёт выполняет установившееся снижение с работающим двигателем по наклонной траектории.

На высоте 40–50 м начинается уменьшение скорости по траектории при сохранении постоянного угла снижения. Движение вертолёта на этом этапе обеспечивается следующими условиями:

$Y = G_1 = G \cos \theta$  (постоянство угла снижения);  
 $P_x + X_{ep} > G_2$  (уменьшение скорости);  
 $T_{p.в} = S_o$  (отсутствие бокового перемещения);  
 $\Sigma M_{ц.т} = 0$  (постоянство направления полёта, т.е. отсутствие вращения вокруг главных осей вертолёта).

Торможение вертолёта достигается за счёт отклонения вектора силы тяги НВ назад и увеличения составляющей тяги  $P_x$ . При достижении скорости 50–60 км/ч уменьшается вертикальная скорость снижения за счёт увеличения шага НВ и его силы тяги. Вертолёт выходит из угла снижения и движется параллельно земной поверхности на высоте 2–3 м. При этом движении по инерции скорость уменьшается до нуля, и вертолёт зависает над площадкой приземления, ориентируясь относительно её центра. Если заход на посадку происходит не строго против ветра, то вертолёт разворачивается вокруг вертикальной оси, чтобы занять положение против ветра. Затем осуществляется вертикальное снижение с малой скоростью, чтобы избежать грубого удара колёсами о землю.

Посадка по-самолётному выполняется при тех же условиях, что и взлёт. Она включает следующие этапы: планирование с высоты 25–30 м, выравнивание, выдерживание, приземление и пробег.

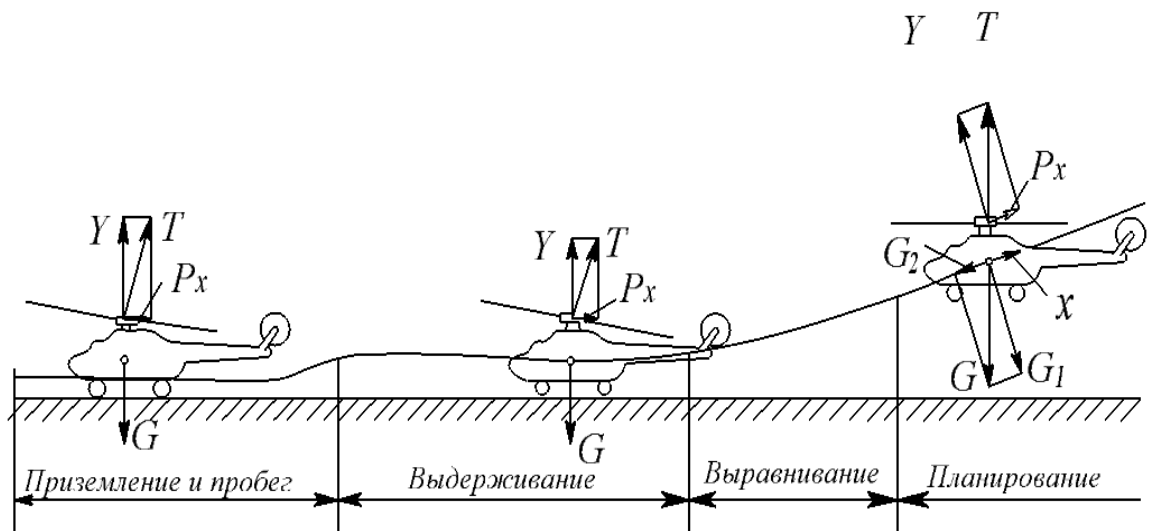


Рис.116. Посадка по-самолётному.

При снижении теряется высота, но сохраняются постоянными скорость и угол снижения. Снижение производится с работающим двигателем. На высоте 7–10 м при увеличении силы тяги и подъёмной силы вертолёт выводится из угла снижения.

Выравнивание заканчивается на высоте 1,0–0,5 м, при этом уменьшается горизонтальная составляющая скорости, так как составляющая силы веса  $G_2$  уменьшается до нуля. После выравнивания вертолёт имеет ещё сравнительно большую скорость, которая уменьшается на выдерживании. При скорости 30–40 км/ч приземление выполняется на основные колёса шасси. При этом нужно обращать внимание на то, чтобы не опускался хвост, так как можно поломать хвостовую опору и РВ. После приземления выполняется пробег, во время которого уменьшается тяга НВ. Для посадки по-самолётному нужен аэродром или ровная площадка с твёрдым грунтом.

# СОДЕРЖАНИЕ

## Раздел 1. Основы аэродинамики

Тема № 1.1. Основные понятия и законы аэродинамики .....	стр. 2
Тема № 1.2. Аэродинамические силы, характеристики крыла и самолёта ...	стр. 15
Тема № 1.3. Основы аэродинамики больших скоростей.....	стр. 78
Тема № 1.4. Воздушный винт.....	стр. 97

## Раздел 2. Динамика полёта

Тема № 2.1. Режимы установившегося движения самолета .....	стр. 113
Тема № 2.2. Режимы неустановившегося движения самолёта.....	стр. 131

## Раздел 3. Равновесие, устойчивость, управляемость самолёта

Тема № 3.1. Равновесие самолёта.....	стр. 144
Тема № 3.2. Устойчивость самолёта.....	стр. 149
Тема № 3.3. Управляемость самолёта.....	стр. 155

## Раздел 4. Основы аэродинамики вертолёта

Тема № 4.1. Несущий винт, его основные характеристики.....	стр. 165
Тема № 4.2. Динамика полёта вертолёта.....	стр. 176

### Список учебной литературы:

- 1) Кокунина Л.Х. Основы аэродинамики [Текст]: учебник. – 2-е изд., перераб. и доп. / Л.Х. Кокунина. - М.: Транспорт, 1982. – 197 с.
- 2) Бахарев В.П. Аэромеханика самолёта [Текст]: учеб. пособие / В.П. Бахарев. – Троицк, 2004. – 68 с.
- 4) Базов Д.И. Аэродинамика вертолётa [Текст]. – изд. 2-е, перераб. и доп. / Д.И. Базов. – М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
- 5) Николаев Л.Ф. Аэродинамика [Текст] / Л.Ф. Николаев. – М.: Транспорт, 1989. – 165 с.
- 6) Шифрин М.Н. Практическая аэродинамика самолёта Ан-2 [Текст]. – изд. 2-е, перераб. и доп. / М.Н. Шифрин. – М.: Транспорт, 1972. – 200 с.