

Основы динамики полета самолета

1. Основные понятия и законы аэродинамики
2. Причины возникновения подъемной силы

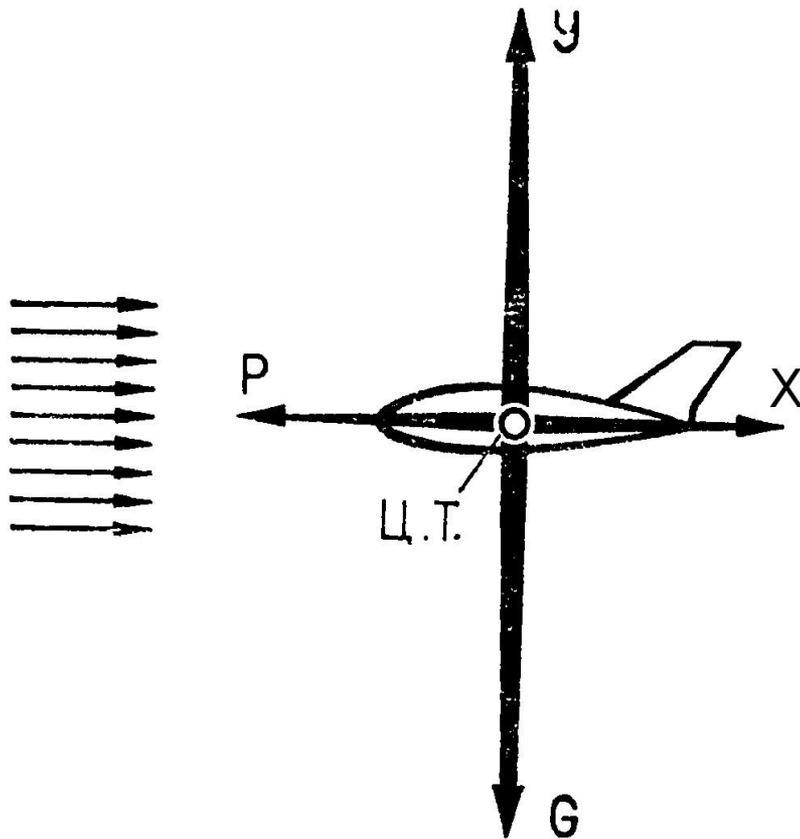
Основы аэродинамики ВС

Установившимся называется такое движение, при котором скорость самолёта с течением времени не меняется ни по величине, ни по направлению. К установившемуся движению самолета относятся: горизонтальный полёт, подъем и планирование.

Неустановившимся называется такое движение, при котором скорость самолёта изменяется или по величине, или по направлению, или одновременно и по направлению и по величине.

К неустановившемуся движению относятся: взлет, посадка, штопор, пилотаж.

Горизонтальный полёт самолета



$Y = G$ УСЛОВИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОСТИ

$X = P$ УСЛОВИЕ РАВНОМЕРНОСТИ

Р и с. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Уравнение движения центра тяжести самолета можно записать в виде:

$$\begin{cases} Y = G \\ X = P \end{cases}$$

Первое уравнение системы обеспечивает условие прямолинейности движения самолёта, а второе - постоянства скорости.

Скорость полёта, необходимая для соблюдения равенства первого уравнения системы, называется потребной скоростью горизонтального полёта.

$$Y = G = c_y \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V_{z.n.}^2}{2} \Rightarrow V_{z.n.} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_y \cdot S \cdot \rho}}$$

С увеличением угла атаки до критического увеличивается и коэффициент подъемной силы. При этом уменьшается потребная скорость горизонтального полёта.

$$V_{minтеор} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_{y\max} \cdot S \cdot \rho}} \quad V_{mindon} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_{y\text{дон}} \cdot S \cdot \rho}}$$

$$c_{y\text{дон}} = (0,80 - 0,85) c_{y\max}$$

Основы аэродинамики ВС

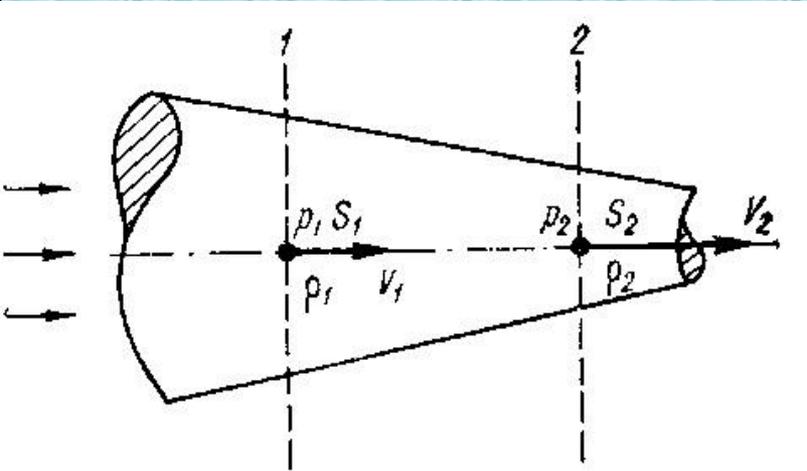


Рис. Схема движения воздуха в трубке переменного сечения.

$$V_1 \cdot S_1 = V_2 \cdot S_2 \quad \text{или} \quad \frac{V_1}{V_2} = \frac{S_1}{S_2}$$

Таким образом, большему сечению соответствует меньшая скорость потока, и наоборот.

Уравнение энергии (закон Бернулли)

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

Величина p называется статическим давлением (атмосферным давлением на высоте полета), а величина $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ - скоростным напором, или динамическим давлением.

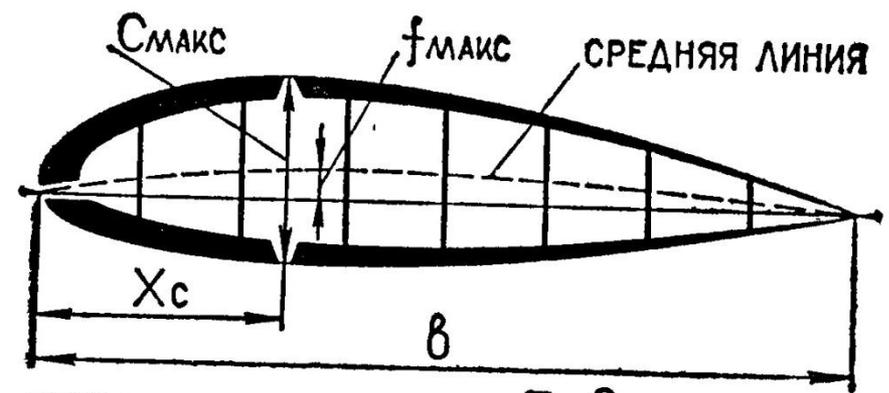
Следовательно, в любом произвольном сечении установившегося потока воздуха сумма статического и динамического давлений есть величина постоянная. Это означает, что большей скорости потока соответствует меньшее статическое давление, поэтому применительно к рис. можно записать:

$$S_1 > S_2, \quad V_1 < V_2, \quad p_1 > p_2$$

Причины возникновения подъемной силы

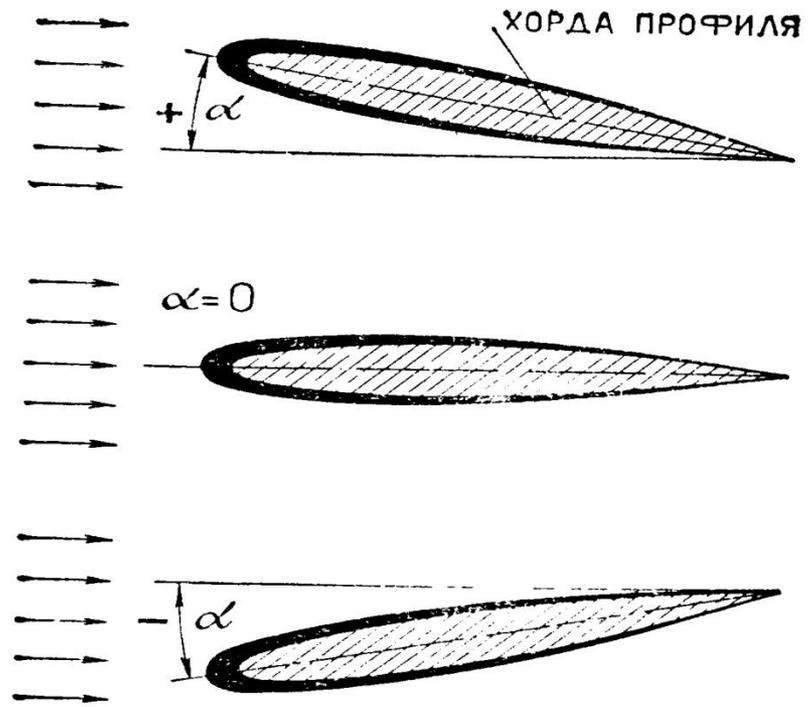
Хордой крыла называется отрезок прямой, соединяющий переднюю и заднюю точки профиля крыла.

Углом атаки крыла α называется угол между хордой крыла и направлением скорости невозмущенного потока.



ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ТОЛЩИНА $\bar{C} = \frac{C}{b} \cdot 100\%$

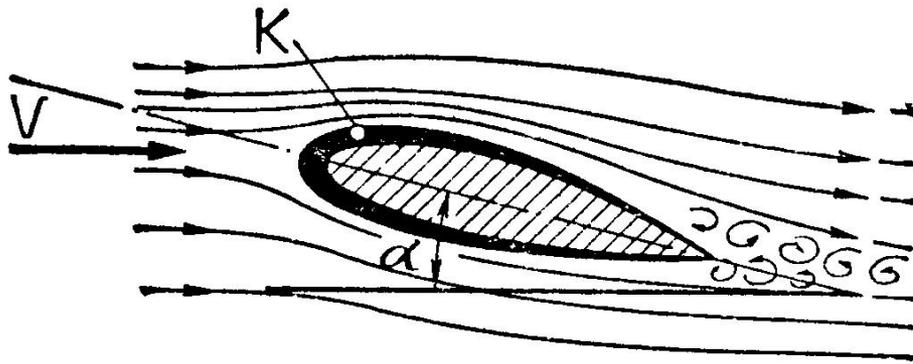
ОТНОСИТЕЛЬНАЯ КРИВИЗНА $\bar{f} = \frac{f}{b} \cdot 100\%$



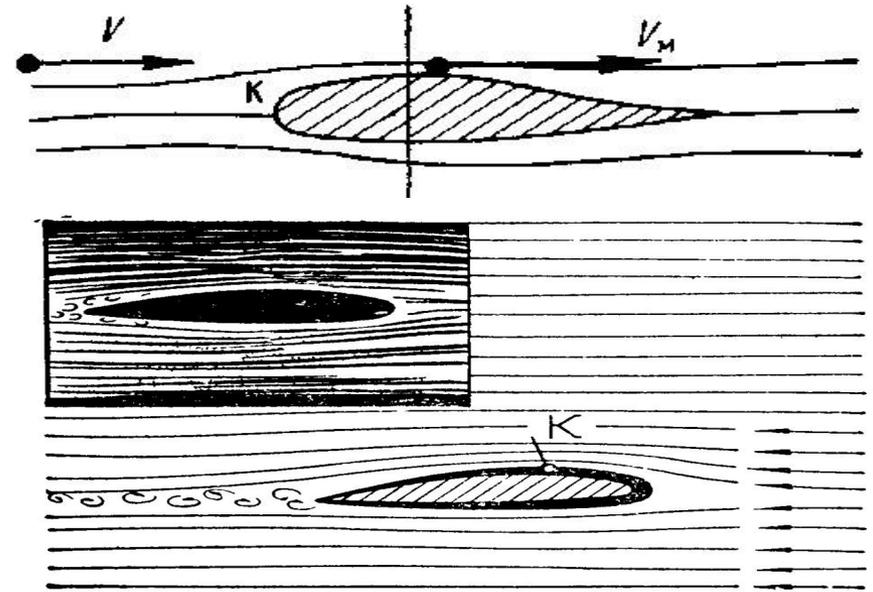
Р и с. Углы атаки крыла

Р и с. Геометрические характеристики профиля:
 b — хорда профиля; $C_{\text{макс}}$ — наибольшая толщина; $f_{\text{макс}}$ — стрела кривизны; x_c — координата наибольшей толщины

Причины возникновения подъемной силы



Р и с. Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела (профиля крыла), помещенного в поток под углом α



Р и с. Аэродинамический спектр удобообтекаемого несимметричного тела (профиля крыла)

Перед профилем крыла струйка воздуха расширяется, что приводит, согласно уравнению неразрывности, к уменьшению скорости потока. Это в свою очередь, в соответствии с законом Бернулли, обуславливает увеличение давления в передней части крыла. Обтекая верхнюю и нижнюю поверхности крыла, струйки сужаются, скорости обтекания увеличиваются, а давление уменьшается. При этом местные скорости обтекания V_M превышают скорость невозмущенного потока V .

Причины возникновения подъемной силы

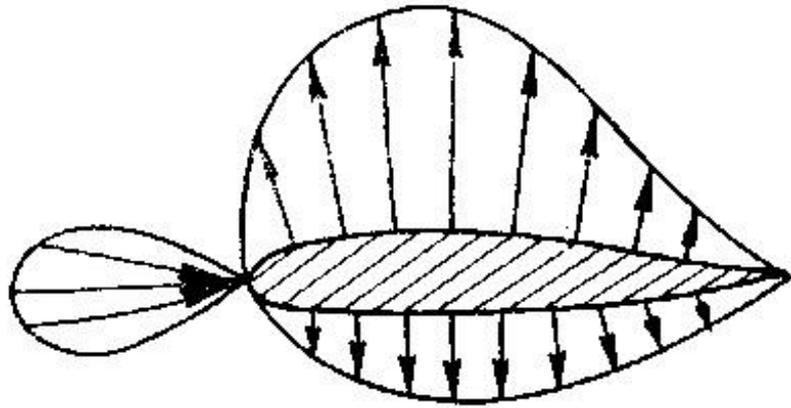


Рис. Диаграмма распределения давления по профилю при обтекании крыла дозвуковым потоком

Нетрудно заметить, что степень деформации струек в потоке будет зависеть от конфигурации тела и его положения в потоке. Зная спектр обтекания тела, можно для каждой его точки подсчитать величину давления воздуха и таким образом судить о величинах и характере действия аэродинамических сил.

Так как на различные точки поверхности обтекаемого тела действуют разные силы давления, результирующая их будет отлична от нуля.

Это различие давлений в разных точках поверхности движущегося крыла является основным фактором, обуславливающим появление аэродинамических сил.

$$p + \frac{\rho \cdot V^2}{2} = p_M + \frac{\rho \cdot V_M^2}{2} \quad p_M = p + \frac{\rho}{2} \cdot (V^2 - V_M^2)$$
$$p_{изб} = p_M - p = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \left(1 - \frac{V_M^2}{V^2} \right)$$

Причины возникновения подъемной силы

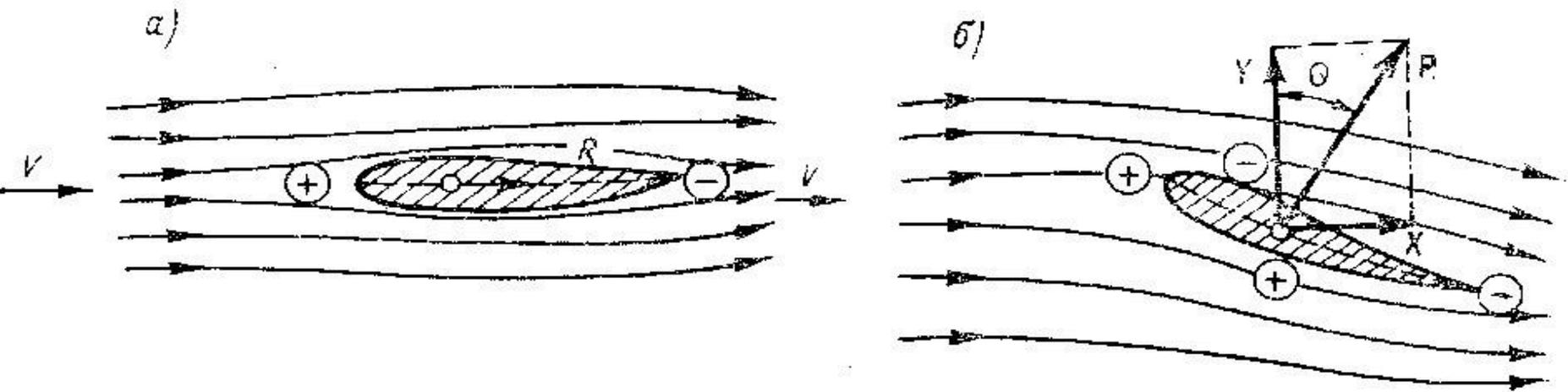


Рис. Аэродинамические силы крыла.

а) симметричное обтекание профиля, б) несимметричное обтекание.

Проекция полной аэродинамической силы R , вдоль потока обозначается X и называется лобовым сопротивлением, а проекция направленная перпендикулярно потоку, обозначается через Y и называется подъемной силой. Точку приложения силы R называют центром давления. Эмпирически установлено, что:

$$R = c_R \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad Y = c_Y \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad X = c_X \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

c_R, c_Y, c_X – коэффициенты полной аэродинамической силы, подъемной силы и лобового сопротивления соответственно;

S – площадь крыла в плане;

$\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – скоростной напор.