



Основы аэродинамики ВС

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

Основы аэродинамики ВС

Аэродинамика – это наука о законах движения воздуха (газов) и о механическом взаимодействии между воздушными потоками и телами, которые в нем находятся.

Под потоком подразумевается масса воздуха, движущаяся относительно какого-либо тела. +

Основная задача, которая решается аэродинамикой в интересах авиации, заключается в определении сил и моментов, действующих на самолёт при различных условиях полёта. +

Теоретическая аэродинамика использует общие законы физики и термодинамики и опирается на эти науки. Основные законы аэродинамики выведены для идеального газа и установившегося потока.

Идеальным газом принято считать такой газ, в котором отсутствуют силы вязкости, а молекулы газа не имеют объема.

Установившийся поток – это такой поток, в каждой точке которого параметры газа не изменяются с течением времени.



Основы аэродинамики ВС

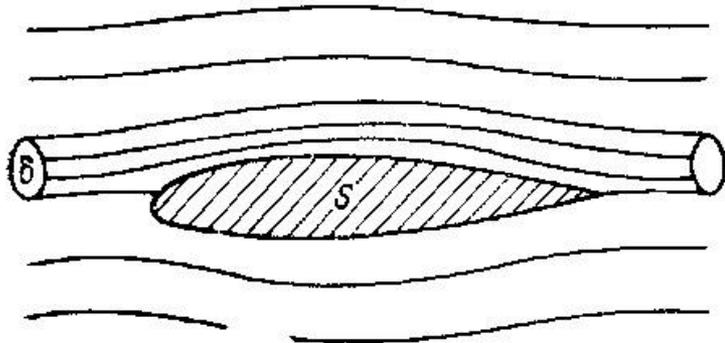


Рис. Поток и струйка.

Для установления законов движения газов удобно рассматривать не весь газ, а струйку. Зависимости, полученные для струйки, будут справедливы для всего потока.

Полностью определяют состояние воздуха следующие характеристики: давление, температура, плотность и сжимаемость. Остальные характеристики воздуха являются производными основных параметров.

Уравнение состояния воздуха

$$p \cdot v = R \cdot T$$

p – давление

v – удельный объем

R – газовая постоянная (8,31 Дж/(моль*К))

T – температура

Уравнение неразрывности

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$$

$$\rho \cdot S \cdot V = const$$

ρ – плотность воздуха

S – площадь сечения трубки

V – скорость воздуха в сечении

$\rho \cdot V$ – удельный расход воздуха

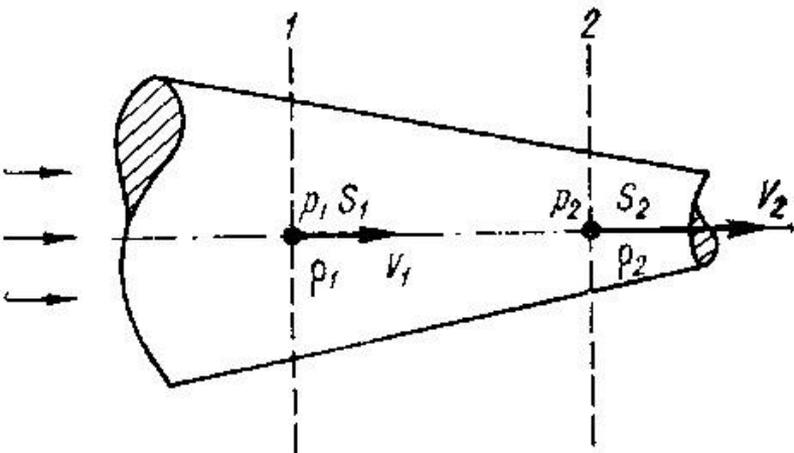


Рис. Схема движения воздуха в трубке переменного сечения.

Основы аэродинамики ВС

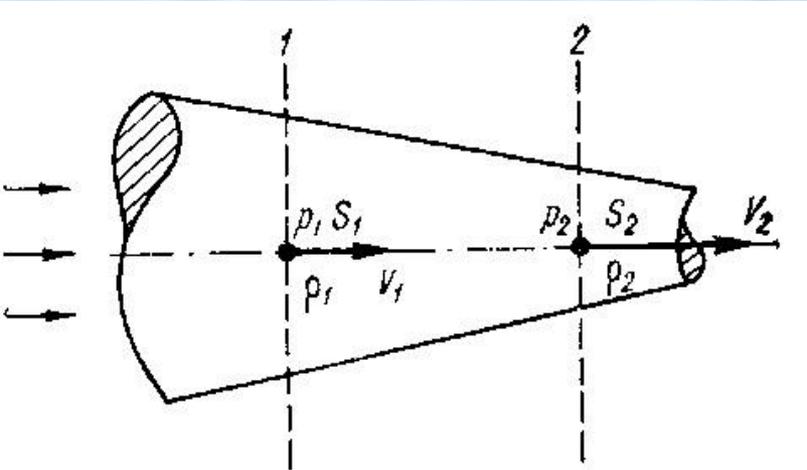


Рис. Схема движения воздуха в трубке переменного сечения.

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

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.

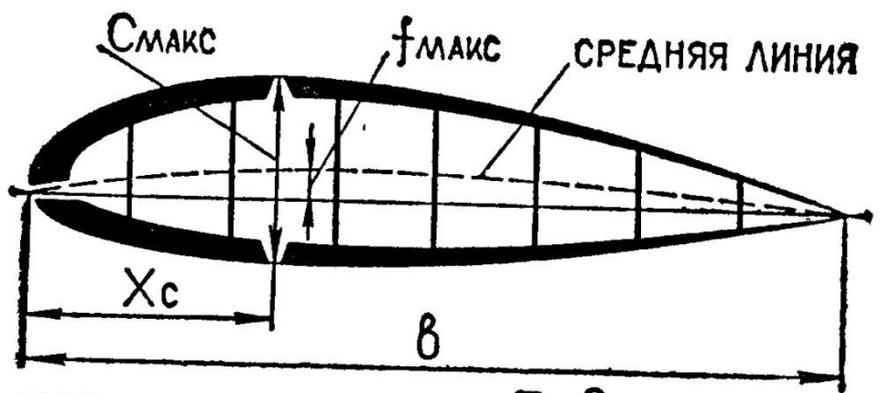
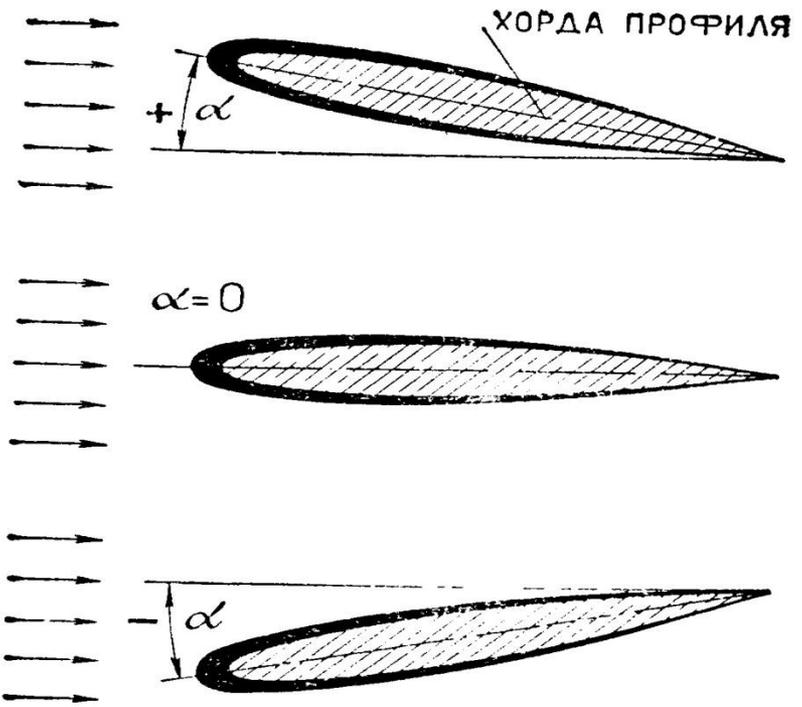
Следовательно, в любом произвольном сечении установившегося потока воздуха сумма статического и динамического давлений есть величина постоянная. Это означает, что большей скорости потока соответствует меньшее статическое давление, поэтому применительно к рис. можно записать:

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

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.



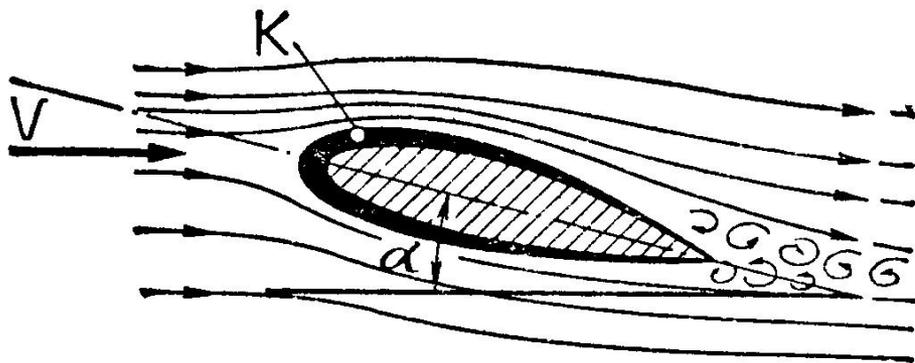
ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ТОЛЩИНА $\bar{c} = \frac{c}{b} \cdot 100\%$

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

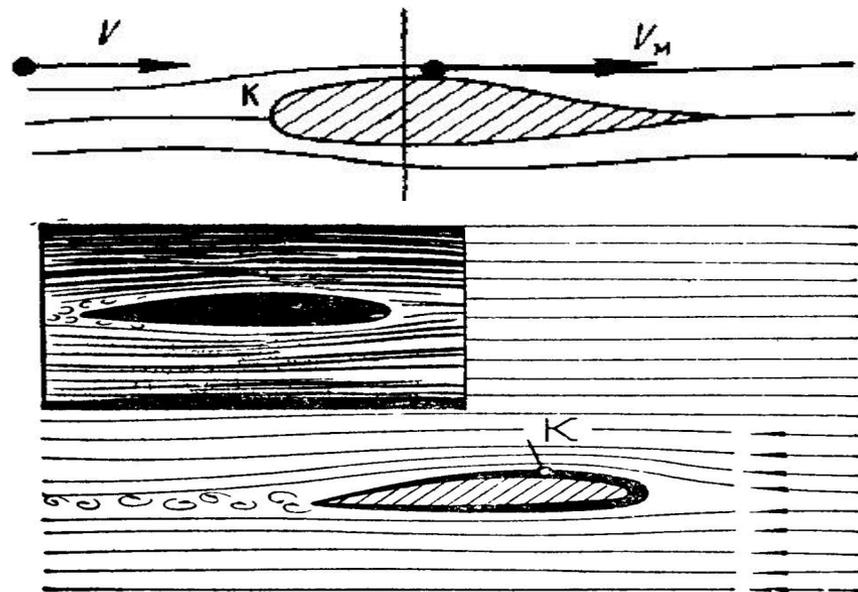
Р и с. Геометрические характеристики профиля:
 b — хорда профиля; $c_{\text{макс}}$ — наибольшая толщина; $f_{\text{макс}}$ — стрела кривизны; x_c — координата наибольшей толщины

Р и с. Углы атаки крыла

Причины возникновения подъемной силы



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



Р и с. Аэродинамический спектр удобобтекаемого 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

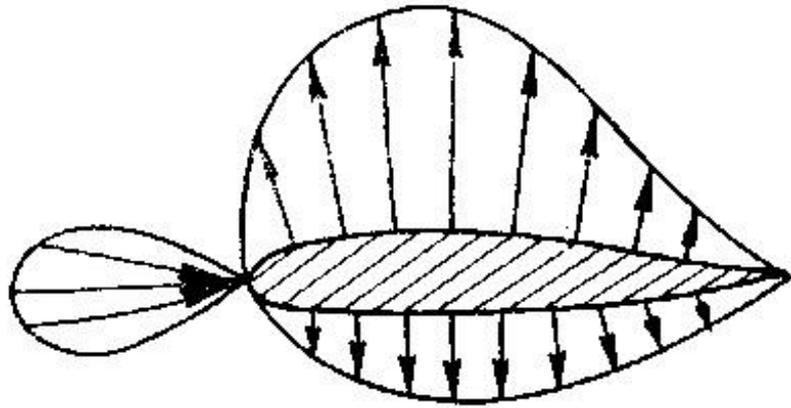


Рис. Диаграмма распределения давления по профилю при обтекании крыла дозвуковым потоком

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

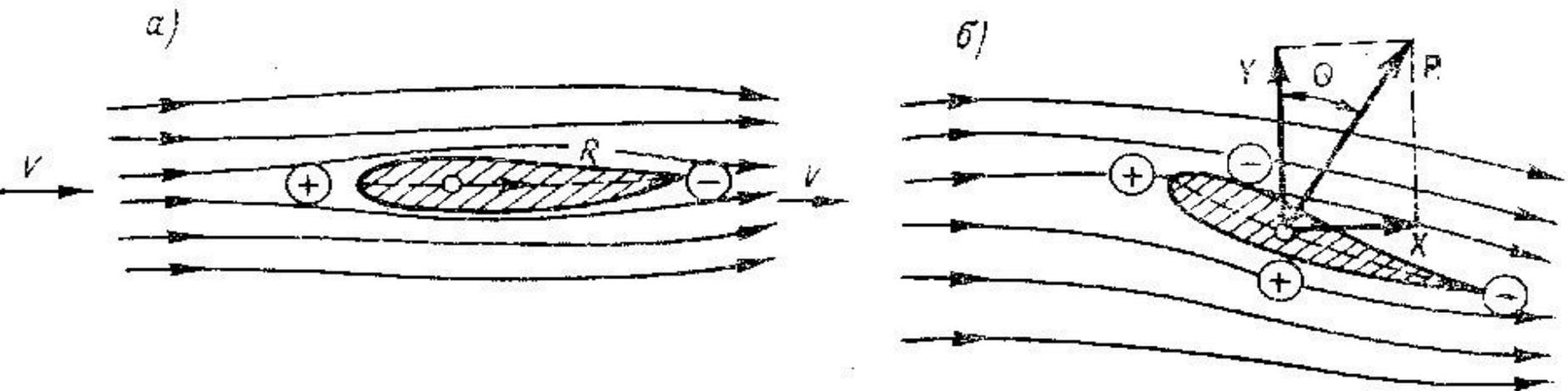


Рис. Аэродинамические силы крыла.

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.