

Распределение давления по профилю крыла. Центр давления. Фокус крыла.



Аэродинамические силы, моменты и их коэффициенты

Аэродинамические силы - это силы давления и трения.. Полная аэродинамическая сила крыла представляет собой равнодействующую системы элементарных сил давления и трения.

При изменении условий обтекания силы давления изменяются в значительно большей степени, чем силы трения. Поэтому при изучении аэродинамических характеристик крыла, прежде всего, нужно понять, как распределяется давление по его поверхности в том или ином случае. Распределение давления по профилю необходимо знать при расчете крыла на прочность.

Распределение давления по крылу обусловлено деформациями воздушных струек: там, где струйки сузились, скорость возрастает и давление падает, там, где струйки расширились, воздух тормозится и давление повышается.

Для получения картины распределения давления по крылу в аэродинамической трубе продувают дренированную модель. На поверхности дренированного крыла располагается ряд приемных отверстий диаметром 1.5 ... 2 мм. От этих отверстий внутри модели проложены трубки, идущие к манометрам, измеряющим избыточное давление ΔP в каждой дренажной точке. Избыточное давление

где P - местное давление в данной точке профиля,
- статическое давление в набегающем потоке.

На практике обычно пользуются безразмерным коэффициентом давления .

Коэффициентом давления называют отношение избыточного давления к скоростному напору

невозмущенного потока: $\bar{P} = \frac{\Delta P}{q_\infty} \quad q = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$

Распределение давления по профилю обычно изображают графически в виде векторной диаграммы или координатной эпюры. $\bar{p} = f(\bar{x})$

Для построения векторной диаграммы вычерчивается профиль крыла, размечаются на нем точки, в которых измерялось избыточное давление и от этих точек по нормали к поверхности профиля откладывается в масштабе величина ΔP . ΔP стрелкой к профилю при $P > 0$ и от профиля при $P < 0$. Внешние концы векторов соединяют плавной кривой.

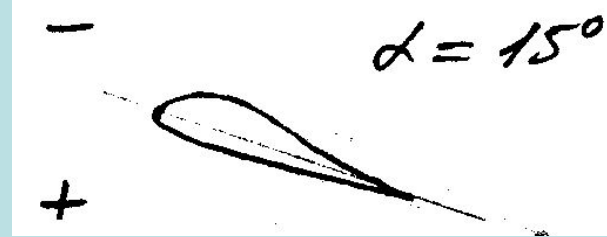
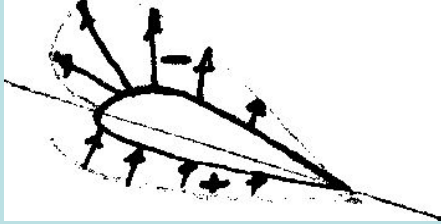


Рис. 2.13 Распределение давления по хорде несимметричного профиля

Векторная диаграмма весьма наглядна, но для ее построения нужно много времени. Поэтому на практике удобнее пользоваться координатными эпюрами $p = f(x)$. Она представляет собой график зависимости коэффициента давления P от относительной координаты точек

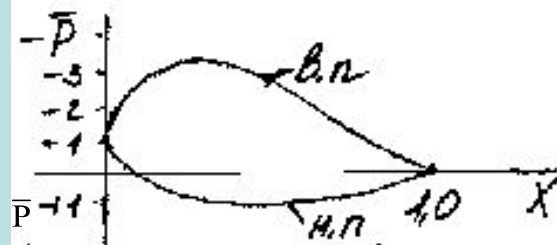


Рис. 2.14 К определению положения центра давления по эпюре

$$p = f(\bar{x})$$

- Принято отрицательные значения откладывать вверх, а положительные вниз.
- В этом случае кривая $\bar{p} = f(\bar{x})$ для верхней поверхности профиля проходит выше аналогично кривой для нижней поверхности, чем достигается наглядность графика.
- Распределение давления зависит от формы профиля и угла атаки.

Общие закономерности построения эпюр распределения давления

1. Максимальная положительная величина $= +1$ и соответствует точке полного торможения, в которой $V=0$ и величина избыточного давления равна скоростному напору.

$$P_0 = P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2}; \Delta P = P_0 - P_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2} = g_\infty; \bar{P} = \frac{\Delta P}{g_\infty} = \frac{g_\infty}{g_\infty} = 1$$

2. Минимальный коэф-т давления находится в месте минимального сечения струйки и может достигать значения $P = -5 \dots -6$.
3. Около хвостика профиля струйки приобретают примерно сходную толщину, скорость становится близкой к скорости невозмущенного потока и $P=0$

Пользуясь эпюрами распределения давления, можно определить аэродинамические силы и моменты, приложенные к крылу, а также центр давления на; хорде. (практическая работа подобного содержания будет выполняться после изучения раздела «Крыло в потоке несжимаемого газа»).

Центром давления называется точка пересечения полной аэродинамической силы с хордой крыла. Положение ц. д. принято характеризовать относительно координат ц. д.

$$D. \quad \bar{X}_{\ddot{o}. \ddot{a}.} = \frac{x_{\ddot{o}. \ddot{a}.}}{b}$$

Положение ц. д. зависит от формы профиля и угла атаки.

$x_{ц.д.} = 0.25 = \text{const}$ симметричных профилей практически не перемещаются

- $x_{ц.д.}$ уменьшается при увеличении α несимметричных профилей. Закон перемещения ц. д. п хорде является важной характеристикой влияющей на устойчивость и управляемость. Другой характерной точкой на хорде является *аэродинамический фокус профиля*
- *Аэродинамическим фокусом профиля* называется точка, относительно которой главный момент сил давления потока не зависит от угла атаки.
- Исследования показали, что аэродинамический фокус профиля располагается на $\frac{1}{4}$ его хорды от носка, т. е.

$$x_F = 0.25$$

\geq