

Основы теории профиля и крыла

Лекции 18, 19

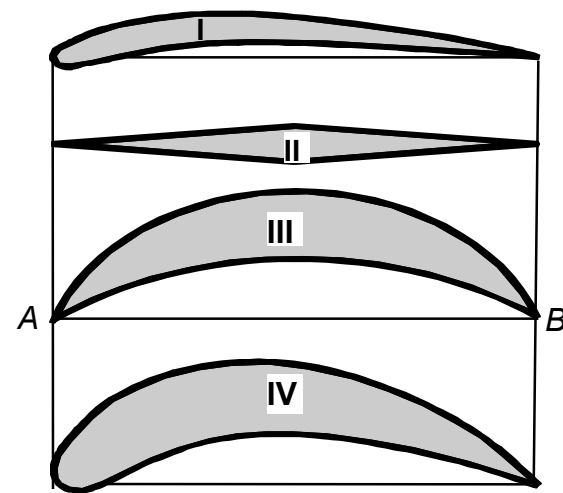
- Формы профилей, применяемых для крыльев и винтов самолетов, корабельных винтов, лопаток турбин, компрессоров, насосов, вентиляторов, в большой мере определяют эффективность их работы. Иногда форма профиля определяется в первую очередь требованиями прочности, качества материала и др.

- Типичные формы профилей:

I – для крыльев и винтов дозвуковых самолетов, компрессорных и гидротурбинных лопаток (тонкий, слабо-изогнутый);

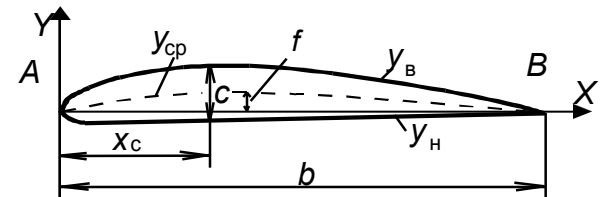
II – для крыльев сверхзвуковых самолетов (тонкий, острые передние и задние кромки);

III, IV – для лопаток реактивных и активных ступеней паровых турбин, ТНА ЖРД (толстые, сильно изогнутые)



18.1. Геометрические характеристики профилей

- **Хорда** – отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля A и B ; длина хорды обычно обозначается буквой b .



- **Контур профиля** принято задавать относительными координатами верхнего $\bar{y}_B$ и нижнего $\bar{y}_H$ обводов профиля в зависимости от относительной продольной координаты $\bar{x}$: $(\bar{y}_B, \bar{y}_H, \bar{x}) = (y_B, y_H, x) / b$.
- **Средняя линия** – геометрическое место точек, равноотстоящих от верхнего и нижнего обводов по перпендикуляру к хорде. Координаты средней линии можно найти в абсолютном или относительном виде по формуле:

$$y_{cp} = \frac{y_B + y_H}{2}$$

- Расстояние между верхней и нижней частями контура в каком-нибудь сечении, перпендикулярном хорде, называется *абсолютной толщиной профиля* (изменяется вдоль хорды) и обозначается c . Максимальную толщину обычный тонкий дозвуковой профиль имеет в сечении $\bar{x}_c = 0,2 \dots 0,4$.
- *Относительная толщина профиля* – отношение максимальной толщины к длине хорды ($\bar{c} = 8 \dots 15 \%$ в зависимости от назначения профиля).
$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b}$$
- *Относительная вогнутость* – отношение максимальной ординаты средней линии (*стрелы прогиба*) к длине хорды: (обычно $\bar{x}_f = 0,2 \dots 0,5$).
$$f = \left(\frac{y_{\text{ср}}}{b} \right)_{\max}$$

18.2.Аэродинамические характеристики профилей

- *Аэродинамические характеристики профилей* обычно представляют с помощью коэффициентов сил и МОМЕНТОВ:

$$c_{ya} = \frac{Y_a}{q_\infty b} \text{ — коэффициент подъемной силы;}$$

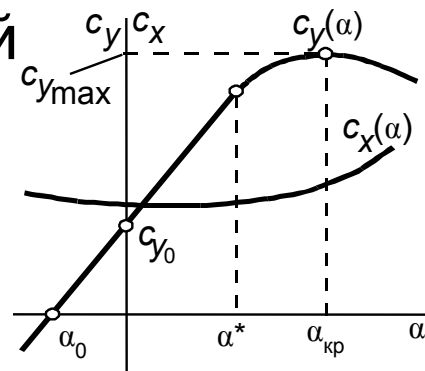
$$c_{xa} = \frac{X_a}{q_\infty b} \text{ — коэффициент силы лобового сопротивления;}$$

$$c_m = \frac{M}{q_\infty b l} \text{ — коэффициент момента,}$$

где M — момент аэродинамической силы $\bar{R} = \bar{X}_a + \bar{Y}_a + \bar{Z}_a$ относительно поперечной оси (OZ_a); q_∞ — скоростной напор невозмущенного набегающего потока;
 b — хорда профиля; l — плечо равнодействующей аэродинамической силы.

- $K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$ *качество профиля* , которое показывает соотношение между подъемной силой и силой лобового сопротивления профиля (крыла или летательного аппарата в целом). Величина K может изменяться от долей единицы (для бескрылых ЛА при больших углах атаки) до значений порядка 40...60 (для безмоторных ЛА – планеров или для ЛА с ограниченными запасами топлива, предназначенными для выполнения полетов большой протяженности).
- Аэродинамические характеристики различных профилей помещены в атласах профилей в виде таблиц или (и) графических зависимостей

- При $\alpha = \alpha_0$ профиль не создает подъемной силы. Увеличение угла атаки приводит к росту величины коэффициента подъемной силы. Зависимость $c_{ya}(\alpha)$ при углах атаки до значения α^* имеет линейный характер, пока на поверхности профиля сохраняется безотрывный характер течения. В аналитическом виде линейную зависимость можно записать следующим образом:
где c_{y0} – коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки; $c_y^\alpha = \partial c_y / \partial \alpha$.



Аэродинамические характеристики несимметричного профиля

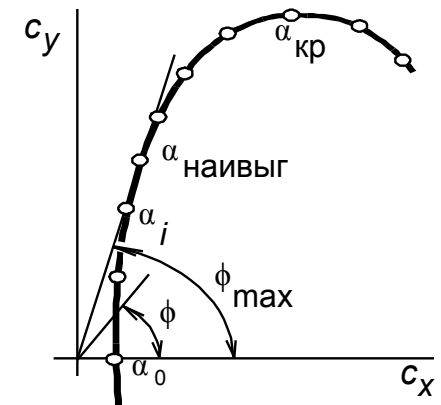
$$c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \cdot \alpha$$

- При больших углах атаки линейность изменения $c_{ya}(\alpha)$ нарушается в связи с появлением отрыва потока на верхней поверхности профиля. При $\alpha = \alpha_{кр}$ величина c_{ya} достигает своего максимума.

- Дальнейшее увеличение угла атаки приводит вначале к плавному снижению коэффициента подъемной силы (в связи с развитием отрыва потока и охватом им все большей части поверхности профиля), а затем практически к ее исчезновению (обрыв кривой $c_{ya}(\alpha)$). В этот момент отрыв потока охватывает всю верхнюю поверхность профиля.

- Поляра первого рода дает возможность получить данные о коэффициентах c_{ya} и c_{xa} при разных углах атаки и оценить их соотношение через *качество профиля*. Угол ϕ наклона прямой, проведенной из начала координат через некоторую точку кривой, позволяет определить качество профиля при данном угле атаки:

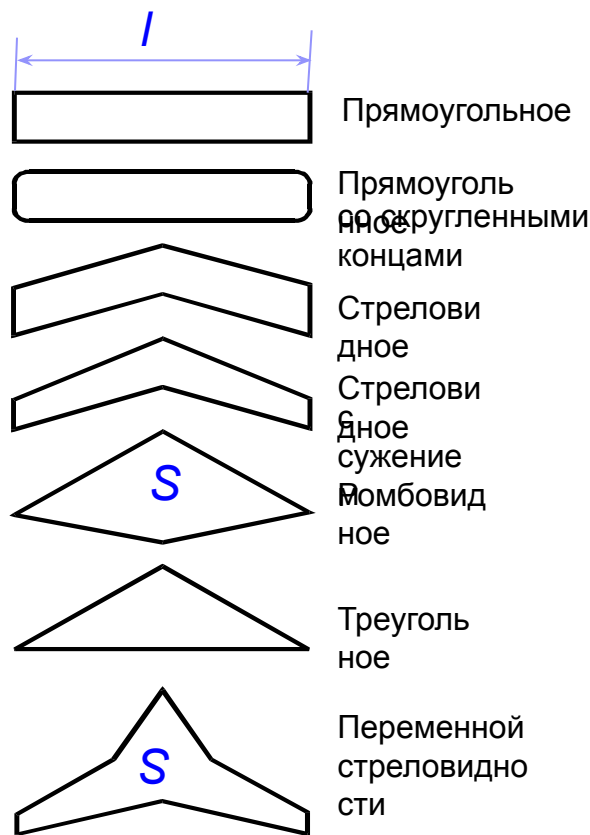
$$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} = \operatorname{tg} \varphi$$



Поляра первого рода

- Наибольшую величину угол $\varphi = \varphi_{\max}$ (а следовательно и качество профиля $K = K_{\max}$) имеет для касательной, проведенной к поляре первого рода из начала координат. Угол атаки, обеспечивающий полет ЛА с максимальным качеством, называют **наивыгоднейшим углом атаки**. При $\alpha = \alpha_{\text{наивыг}}$ полет ЛА происходит с наименьшими затратами мощности, т. е. с минимальным расходом топлива.
- Рассматривая аэродинамические характеристики профиля, мы имели дело как бы с крылом **бесконечного размаха прямоугольной формы** в плане.

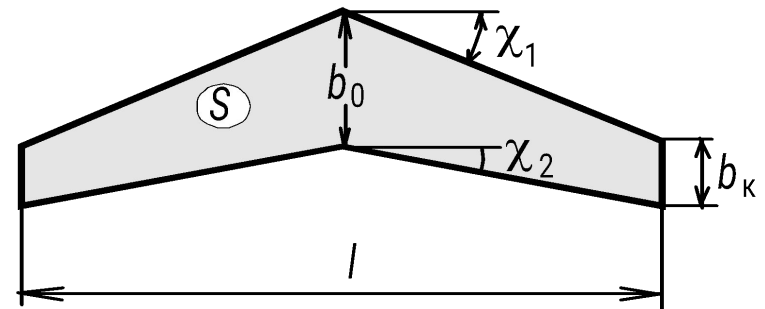
18.3. Геометрические характеристики крыла



Формы крыльев в плане

- Крылья имеют конечную величину размаха и самую разную форму в плане. Т.е. **геометрические характеристики крыла** оказывают серьезное влияние на его **аэродинамические характеристики**.
- Одними из важных характеристик крыла являются его **площадь S** (полная несущая поверхность) и **размах l** , т. е. его поперечный размер вдоль оси OZ связанной системы координат.

- Форма крыла может быть достаточно точно определена, если известны ее основные геометрические параметры :



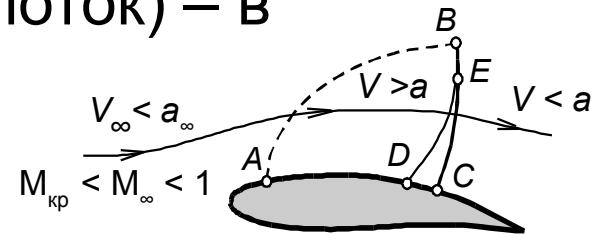
- **Стреловидность**: определяется углами стреловидности передней χ_1 и задней χ_2 кромок крыла. У дозвуковых самолетов угол χ не превышает $15^\circ \dots 20^\circ$, у околозвуковых и сверхзвуковых самолетов стреловидность достигает 60° и более. У современных скоростных самолетов стреловидность переменна по размаху крыла.
- **Удлинение**. Удлинение λ представляет собой относительную величину размаха крыла. Удлинение крыла любой формы в плане может быть определено по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

- Удлинение крыльев дозвуковых самолетов дальнего действия достигает 13, а для сверхзвуковых самолетов находится в пределах 5...1 и менее.
- Сужение. Сужение крыла представляет собой отношение корневой хорды b_0 к концевой хорде b_k , т. е.
$$\eta = \frac{b_0}{b_k} .$$

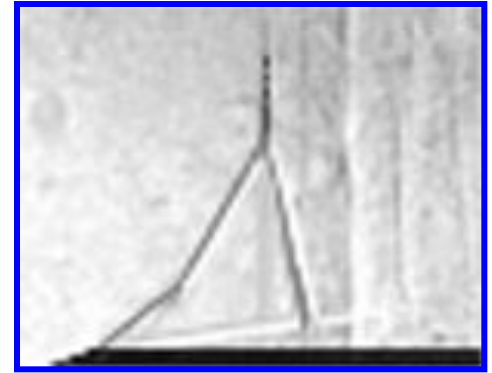
18.4.Обтекание профиля закрыточеским потоком. Волновое сопротивление

- При $M_{кр} < M_{\infty} < 1$ (закрыточный поток) – в некоторой точке профиля (крыла и др.) местная скорость больше скорости звука ($V > a$), и возникает зона местных сверхзвуковых скоростей. Так как позади профиля или крыла $V < a$, то зона сверхзвукового течения замыкается скачком уплотнения. Протяженность зоны сверхзвукового течения зависит от числа M_{∞} . С увеличением M_{∞} ее продольные и поперечные размеры увеличиваются. При достаточной протяженности сверхзвуковой зоны возникает почти прямой скачок уплотнения CB .



Образование зоны местных сверхзвуковых скоростей

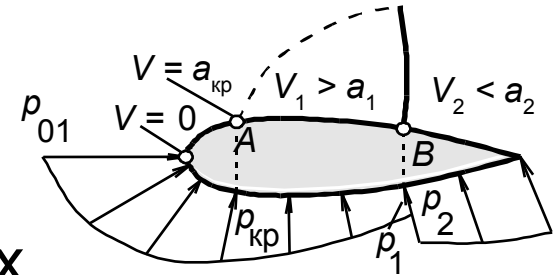
- Иногда перед ним располагается косой скачок DE , который на некотором удалении от поверхности тела сливается со скачком CB и образуется так называемый λ - образный скачок уплотнения.



λ -образный скачок уплотнения

- С одной стороны, косой скачок несколько уменьшает интенсивность прямого. А с другой стороны, он приводит к отклонению линий тока от поверхности, что может привести к отрыву потока от поверхности тела.

- Возникновение скачка уплотнения приводит к изменению распределения давления в кормовой части профиля и появлению необратимых дополнительных потерь механической энергии. То есть в диапазоне чисел Маха $M_{кр} < M_{\infty} < 1$ появляется дополнительное **волновое** сопротивление. Теперь



Профиль
в закритическом потоке

$$C_x = C_{x пр} + C_{x в}$$

коэффициент профильного
сопротивления (зависит от формы
профиля, типа пограничного слоя)

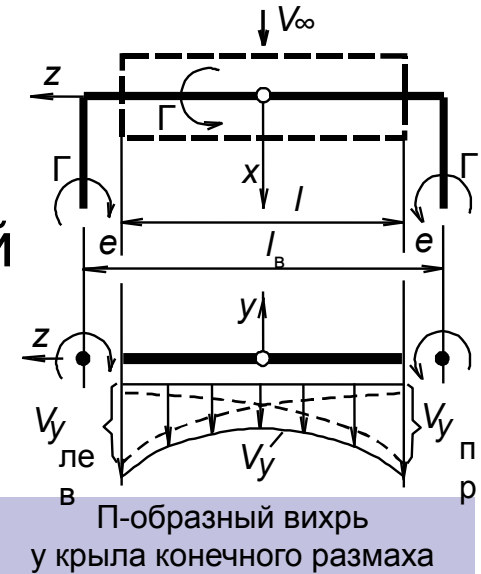
коэффициент волнового
сопротивления профиля

19.1. Особенности обтекания крыла конечного размаха дозвуковым потоком

- Аэродинамические характеристики крыла конечного размаха зависят как от формы сечения (профиля), так и от формы крыла в плане.
- Рассмотрим крыло конечного размаха. Характеристики сечений крыла различны из-за влияния перетекания воздуха через боковые кромки крыла. Профиль, а значит и крыло, создает подъемную силу только тогда, когда циркуляция вектора скорости вокруг профиля $\Gamma \neq 0$. То есть, по своему действию можно заменить систему профилей, составляющих крыло, присоединенным вихрем. Заменим крыло простейшей вихревой системой – одним Γ -образным присоединенным вихрем

- Циркуляцию скорости Γ присоединенного вихря в данной задаче определим исходя из условия равенства подъемной силы крыла силе, создаваемой П-образным вихрем:

$$Y = \frac{c_y \rho V_\infty^2 S}{2} = \rho V_\infty \Gamma l_B \longrightarrow \Gamma = \frac{c_y S V_\infty}{2 l_B}$$



Здесь $l_B = l + 2e$; можно принять $e = (0,01 \dots 0,02)l$

- Каждый свободный концевой вихрь индуцирует вокруг себя поле скоростей. Профили скорости V_y для левого и правого концевых вихрей одинаковы. Т.к. для полубесконечного вихря $V = \frac{\Gamma}{4\pi r}$, то в принятой системе координат

$$V_y(z) = \frac{\Gamma}{4\pi} \left(\frac{1}{\frac{l}{2} + e + z} + \frac{1}{\frac{l}{2} + e - z} \right)$$

- Средняя по размаху крыла скорость $V_y = \frac{1}{l} \int_{-l/2}^{l/2} V_y(z) dz,$
- с учетом выражения для $V_y(z)$ после интегрирования получим

$$V_y = \frac{\Gamma}{2\pi l} \ln \frac{l+e}{e} \longrightarrow \boxed{V_y = \frac{V_\infty c_y}{\pi \lambda}},$$

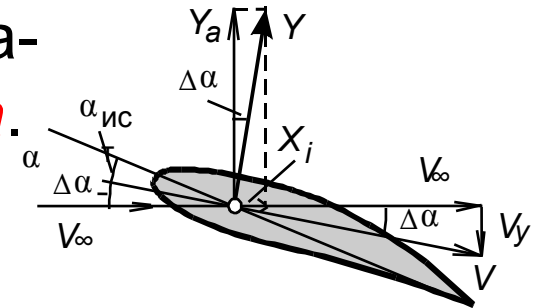
т.к. $l_B = l \left(1 + \frac{2e}{l} \right)$ $e = 0,02l$, $\ln \frac{l+e}{e} \approx 4$ и $\frac{l^2}{S} = \lambda$

За появление индуцированной скорости ответственны подъемная сила и конечность крыла (для реального крыла $\lambda \ll \infty$).

- Индуктивная скорость изменяет действительный угол атаки крыла, поскольку вблизи поверхности крыла скорость течения $\bar{V} = \bar{V}_\infty + \bar{V}_y$ изменяет свое направление, по отношению к вектору скорости набегающего потока – появляется **скос потока**.

V_y - **скорость скоса потока**

$\Delta\alpha$ - **угол скоса потока** (малая величина)



Индуктивное сопротивление крыла

- Т.к. $\Delta\alpha \approx \tan \Delta\alpha \approx \frac{V_y}{V_\infty}$, то $\Delta\alpha = \frac{c_y}{\pi\lambda}$
- Вследствие скоса потока истинный угол атаки крыла равен $\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \Delta\alpha$ (α - **установочный угол атаки** крыла).
- Создаваемая крылом подъемная сила, перпендикулярна вектору местной скорости и дает составляющую на направление скорости набегающего потока – дополнительную силу сопротивления.

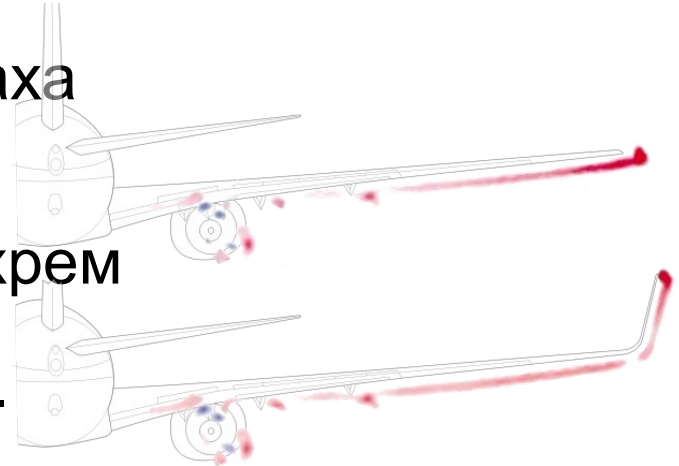
- Ее называют силой **индуктивного сопротивления** - появление этой составляющей спровоцировано скосом потока за счет индуцированных концевыми вихрями скоростей. Из рисунка $c_{ya} = c_y \cos \Delta\alpha$; $c_{xi} = c_y \sin \Delta\alpha$
Ввиду малости $\Delta\alpha \longrightarrow c_{ya} \approx c_y$ и $c_{xi} \approx c_y \Delta\alpha$. Тогда

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi\lambda}$$

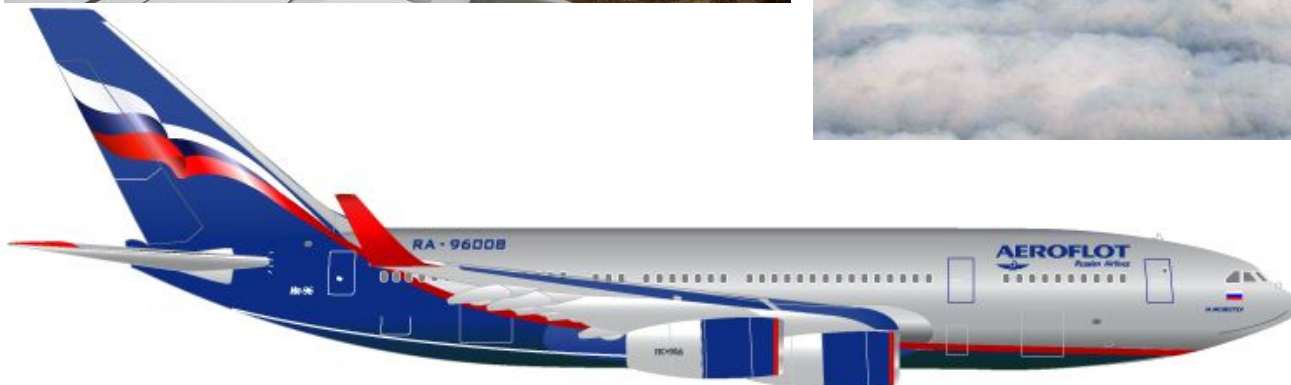
- Индуктивное сопротивление обязано своим появлением подъемной силе – главной цели создания крыльев – и конечности размаха крыла. Индуктивное сопротивление и коэффициент индуктивного сопротивления равны нулю при нулевой подъемной силе или при «бесконечном» размахе крыла..

19.2.Законцовки крыла

- **Законцовки** крыла служат для увеличения эффективного размаха крыла, снижая индуктивное сопротивление, создаваемое срывающимся с конца крыла вихрем и, как следствие, увеличивая подъёмную силу на конце крыла. Также законцовки позволяют увеличить удлинение крыла, почти не изменяя при этом его размах. Применение законцовок крыла позволяет улучшить топливную экономичность у самолётов либо дальность полёта у планёров.



- Концевой вихрь приводит и к перераспределению подъёмной силы по размаху крыла, уменьшая его эффективную площадь и удлинение, и снижая аэродинамическое качество. Установка законцовок помогает добиться оптимальной формы распределения подъёмной силы по размаху крыла



- **Гребневые законцовки** представляют собой горизонтальные кончики крыльев, имеющие больший угол стреловидности, чем основная часть крыла. Основное назначение таких законцовок — повышение топливной экономичности, улучшенные характеристики при наборе высоты, уменьшение длины разбега при взлёте. Гребневые законцовки позволяют уменьшить индуктивное сопротивление крыла, обеспечивают большую топливную экономичность, чем обычные вертикальные законцовки (до 5,5 % против 3,5...4,5 %).



19.3. Линеаризованная теория обтекания плоской пластинки сверхзвуковым потоком

- В сверхзвуковом потоке плоская пластинка расположена под **малым** углом атаки к вектору скорости набегающего потока (жидкость **идеальная**).
- Для линеаризованного течения

$$p_B = p_\infty - \frac{2q_\infty \alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$p_H = p_\infty + \frac{2q_\infty \alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$\bar{p}_B = -\frac{2\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$\bar{p}_H = \frac{2\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

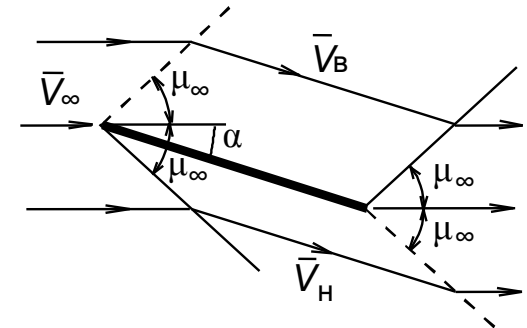
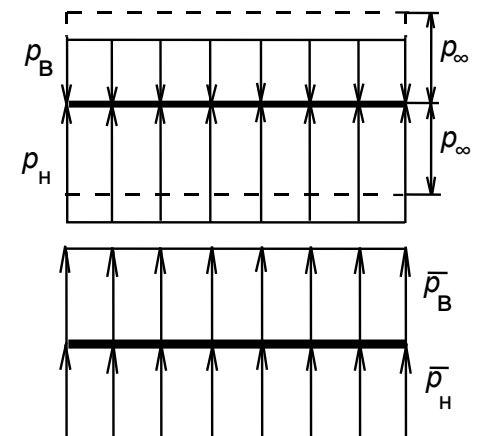


Схема линеаризованного обтекания плоской пластины сверхзвуковым потоком



- В дозвуковом потоке 75 % подъемной силы создается за счет разрежения на верхней поверхности, и 25 % – за счет повышенного давления на нижней.

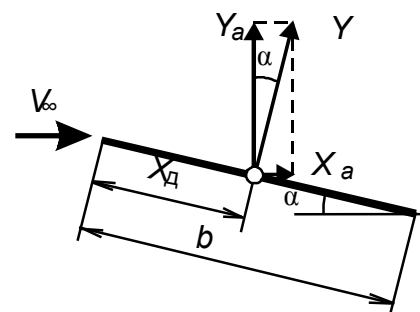
В сверхзвуковом потоке давление вдоль верхней и нижней поверхностей пластинки распределяется равномерно. Коэффициенты давления $|\bar{p}_B| = \bar{p}_H$ - по линейной теории в сверхзвуковом потоке подъемная сила создается в одинаковой мере верхней и нижней поверхностями.

Центр давления в дозвуковом потоке располагается в сечении $\bar{x}_d = 0,25$, а в сверхзвуковом - посередине пластины.

- Нормальная сила $Y = (\bar{p}_H - \bar{p}_B) q_\infty b$
- Волновое сопротивление $X_B = Y \sin \alpha \cong Y \cdot \alpha$ (другие виды сопротивления отсутствуют, так как жидкость идеальная, а пластинка имеет бесконечный размах)

$$c_y = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$c_{xв} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$



Волновое сопротивление плоской пластинки