

Основы теории профиля и крыла

Лекции 20, 21

20.1. Расчет аэродинамических коэффициентов для профиля

- **Лобовое сопротивление**

- **Малые дозвуковые скорости** ($M_\infty < 0,3$), $c_x = c_{x\text{тр}}$ газ можно считать несжимаемым. Расчетные зависимости:

ламинарный ПС $c_{x\text{тр}} = \frac{1,328}{\sqrt{\text{Re}_B}}$ - формула Блазиуса;

турбулентный ПС $c_{x\text{тр}} = 0,074 \text{Re}^{-0,2}$ - формула Прандтля

- **Докритические скорости** ($0,3 < M_\infty < M_{\text{кр}}$), $c_x = c_{x\text{тр}}$ учитываем влияние сжимаемости по методу

Прандтля–Глауэрта $c_{x\text{сж}} = \frac{c_{x\text{нс}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$

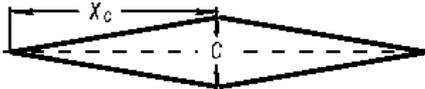
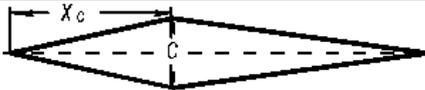
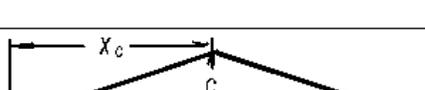
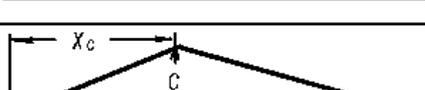
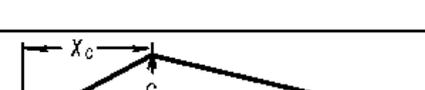
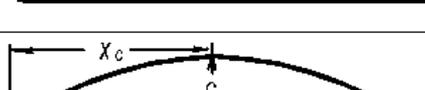
- **Закритические скорости** ($M_\infty > M_{кр}$) - появляется волновое сопротивление: $c_x = c_{xтр} + c_{xв}$. Для широкого класса тонких профилей $c_{xв} = (M_\infty - M_{кр})^3$ ($A \cong 11$).
($M_\infty \leq M_{кр} + 0,15$)
- Наибольшим волновым сопротивлением при около- и сверхзвуковых скоростях обладают толстые дозвуковые профили. Основной принцип уменьшения волнового сопротивления:
 - а) уменьшения относительной толщины профиля, что приводит к увеличению $M_{кр}$ и уменьшению интенсивности головных скачков уплотнения при сверхзвуковых скоростях;
 - б) заострения носа профиля.

- **Сверхзвуковые скорости.** Для сверхзвуковых скоростей полета оптимальной формой профиля является ромб с несколько смещенной назад максимальной толщиной.
- Имея ввиду малость возмущений, вносимых тонким профилем в сверхзвуковой поток, коэффициент волнового сопротивления можно представить в виде суммы двух составляющих: $c_{xв} = c_{xв\alpha} + c_{xв\bar{c}}$, где $c_{xв\alpha}$ – **индуктивно-волновое сопротивление** - составляющая, зависящая от угла атаки и не зависящая от формы профиля ($\bar{c} = 0$); $c_{xв\bar{c}}$ – **профильно-волновое сопротивление** - оценивает вклад формы и толщины профиля (при $\alpha = 0$).

$$c_{xв} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} + \frac{4K \cdot \bar{c}^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

Здесь K – коэффициент формы профиля

Коэффициенты формы различных профилей

Название профиля	\bar{X}_c	Форма профиля	K
Ромбовидный	0,5		1,00
Клиновидный	0,4		1,04
Клиновидный	0,3		1,19
Чечевицеобразный (параболический)	0,5		1,33
Несимметричный клиновидный	0,5		2,00
Несимметричный клиновидный	0,4		2,08
Несимметричный клиновидный	0,3		2,38
Несимметричный параболический	0,5		2,67

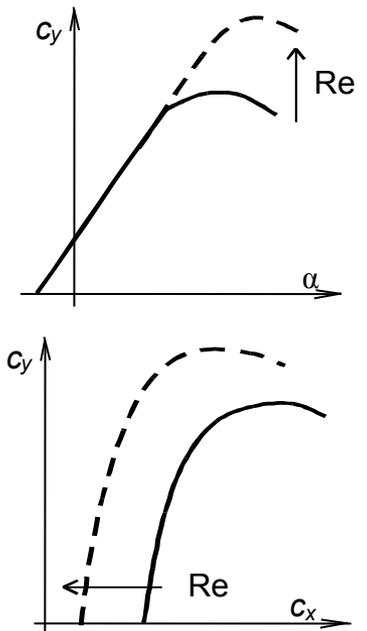
Подъемная сила

- **Несжимаемая среда.** Для тонких профилей в несжимаемой жидкости $c_y = 2\pi(\alpha - \alpha_0)$ - практически независимо от формы профиля. Для симметричных профилей $\alpha_0 = 0$, при малых углах атаки c_y изменяется линейно.

На c_y влияет характер течения в пограничном слое:

- при турбулентном течении в ПС величина $c_{y \max}$ профиля возрастает (турбулентный ПС более устойчив к отрыву);

- смещение поляры профиля связано с уменьшением коэффициента сопротивления трения при увеличении числа Рейнольдса (возрастает качество профиля).



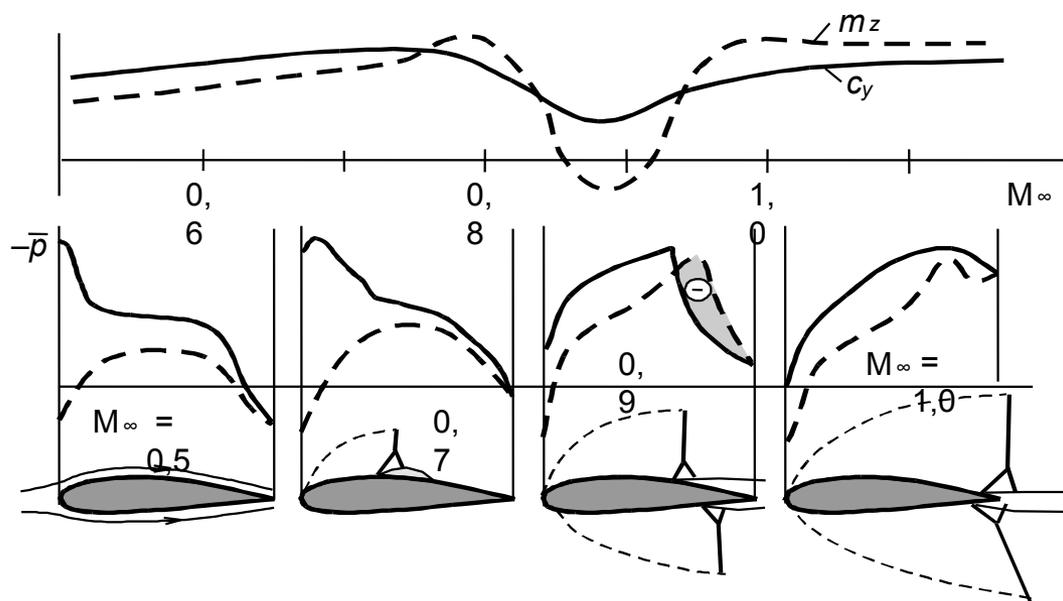
- **Докритические скорости.** Необходимо учитывать сжимаемость среды, например, через поправку Прандтля–Глауэрта

$$c_{y\text{сж}} = \frac{c_{y\text{нс}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

- **Закритические скорости.**

Вначале c_y растет вследствие увеличения разрежения на верхней части профиля. Растет протяженность местной сверхзвуковой зоны. Затем развитие течения на верхней поверхности из-за отрыва в кормовой части профиля замедляется и замедляется рост c_y .

Затем аналогичное развитие течения происходит на нижней поверхности. Сверхзвуковая зона догоняет и обгоняет верхнюю сверхзвуковую зону (уменьшение c_y).



- *Сверхзвуковые скорости.* При $M > 1$ для приближенного расчета коэффициента подъемной силы симметричного профиля можно использовать формулу $c_y = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$, полученную по линейной теории для плоской пластинки. Тогда для несимметричного профиля

$$c_y = \frac{4}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}(\alpha - \alpha_0) \quad .$$

21.1.Аэродинамические характеристики крыла

- Крыло конечного размаха вследствие схода потока обладает дополнительным, по сравнению с профилем, **индуктивным сопротивлением**.

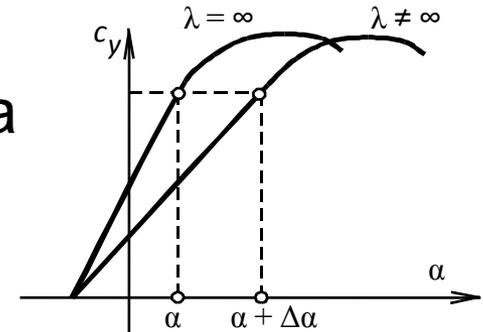
Формула для расчета коэффициента подъемной силы крыла с учетом схода потока

Т.к. $c_y = 2\pi(\alpha_{\text{ист}} - \alpha_0)$

$$c_y = \frac{2\pi\lambda(\alpha - \alpha_0)}{\lambda + 2}$$

И $\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \Delta\alpha = \alpha - \frac{c_y}{\pi\lambda}$ $c_y^\alpha = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 2}$

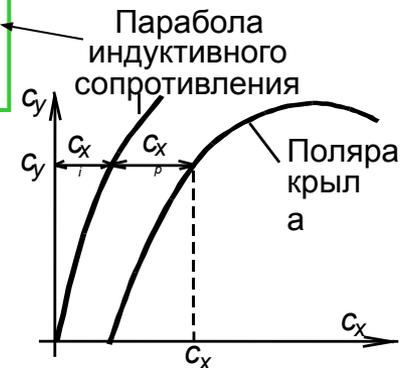
- c_y^α в силу конечной величины размаха крыла становится меньше, чем для профиля (крыла бесконечного размаха). С уменьшением λ величина c_y крыла уменьшается.



Влияние концов крыла на зависимость $c_y(\alpha)$

- При прочих равных условиях для получения подъемной силы одной и той же величины крыло конечного размаха должно иметь **больший угол атаки**, чем профиль.
- Индуктивное сопротивление приводит к изменению формы поляры крыла, в сравнении с поляррой профиля, и ее смещению в сторону увеличения сопротивления. Графически коэффициент индуктивного сопротивления представляет **параболу индуктивного сопротивления**
- В конечном итоге, это приводит к уменьшению качества крыла по сравнению с качеством профиля этого крыла

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

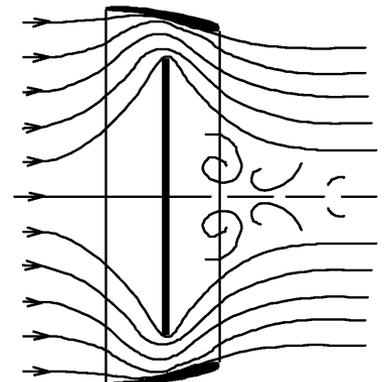


Поляра крыла конечного размаха

21.2.Аэродинамическая интерференция

- Тела, находящиеся рядом в потоке воздуха, оказывают взаимное влияние на картину обтекания. При этом меняются формы линий тока, вихревого следа и волн, вызываемых каждым телом в отдельности. Изменяется также распределение сил давления и трения на поверхности тел, а следовательно, и аэродинамические силы в целом.
- В одних случаях это взаимовлияние (*аэродинамическая интерференция*) может быть **положительным** (благоприятным), в других – **отрицательным** (неблагоприятным) - увеличение суммарного сопротивления тел и уменьшение подъемной силы.

- Примером *благоприятной интерференции* может служить взаимное влияние профилированного кольца и диска. Диск отклоняет струи воздуха так, что они набегают на кольцо под небольшим местным углом атаки. В результате появляются силы, направленные против потока (снижающие лобовое сопротивление). Реакция кольца на поток отклоняет струи за диском, уменьшая зону срывного течения и также снижая лобовое сопротивление. Суммарное сопротивление системы «диск–кольцо» на 30... 40 % меньше, чем сумма сопротивлений отдельных взятых элементов.

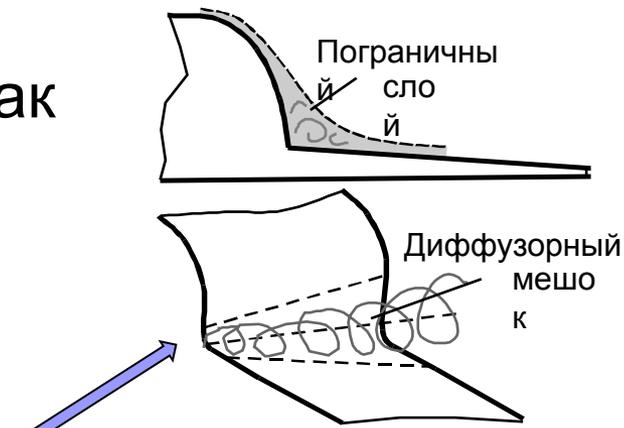


Благоприятная
интерференция диска с
кольцом

- **Неблагоприятная интерференция** возникает обычно при взаимном влиянии двух хорошо обтекаемых тел (крыло и фюзеляж), помещенных близко друг от друга. Добавочное, интерференционное сопротивление крыла от фюзеляжа при дозвуковых скоростях возникает, в первую очередь, из-за влияния фюзеляжа на распределение подъемной силы по размаху крыла. Увеличение c_x может достигать 15 %

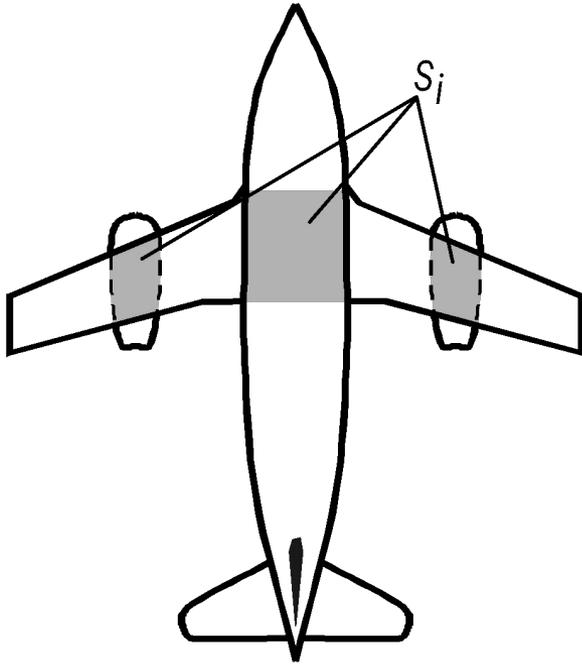
c_x изолированного крыла, тогда как c_y уменьшается на 2...4 %.

- Вторая причина увеличения c_x – утолщение и преждевременный отрыв пограничного слоя в месте стыка крыла и фюзеляжа (крыла и мотогондолы).



Образование диффузорного мешка в месте сопряжения крыла с фюзеляжем

- Наименьшее увеличение сопротивления имеет схема расположения крыла посередине поперечного сечения фюзеляжа – **среднеплан**. Наибольшее увеличение имеет **низкоплан** (крыло под фюзеляжем).
- Взаимное влияние элементов ЛА при дозвуковых скоростях может быть приближенно учтено путем введения **коэффициента интерференции**. Так коэффициент сопротивления крыла для комбинации «**крыло + фюзеляж + мотогондолы**» с учетом интерференции равен $\longrightarrow K_{\text{хк}} = c_{\text{хк}}^0 \left(1 - K_{\text{инт}} \frac{S_i}{S} \right)$
- $K_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции; S_i – площадь крыла, перекрытая фюзеляжем и мотогондолами; S – полная площадь крыла в плане (с фюзеляжем и мотогондолами); $c_{\text{хк}}^0$ – коэффициент сопротивления изолированного крыла



Перекрытие крыла фюзеляжем
и мотогондолами

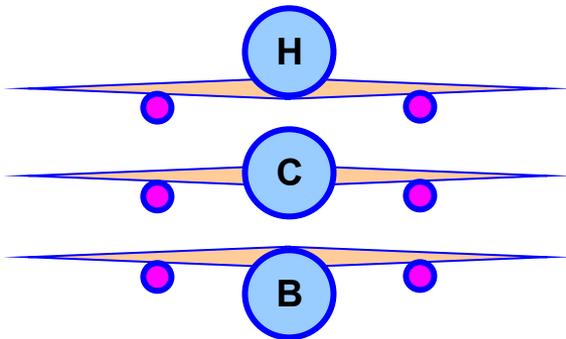


Схема	$K_{\text{инт}}$
Низкоплан (Н) с фюзеляжем:	0,25
круглого сечения	
овального сечения	
прямоугольного сечения	0,6
Среднеплан (С)	0,85
Высокоплан (В)	0,95

Хотя $K_{\text{инт}}$ у среднеплана немного меньше, чем у высокоплана, выигрыш в сопротивлении получается больше за счет *большого перекрытия площади*