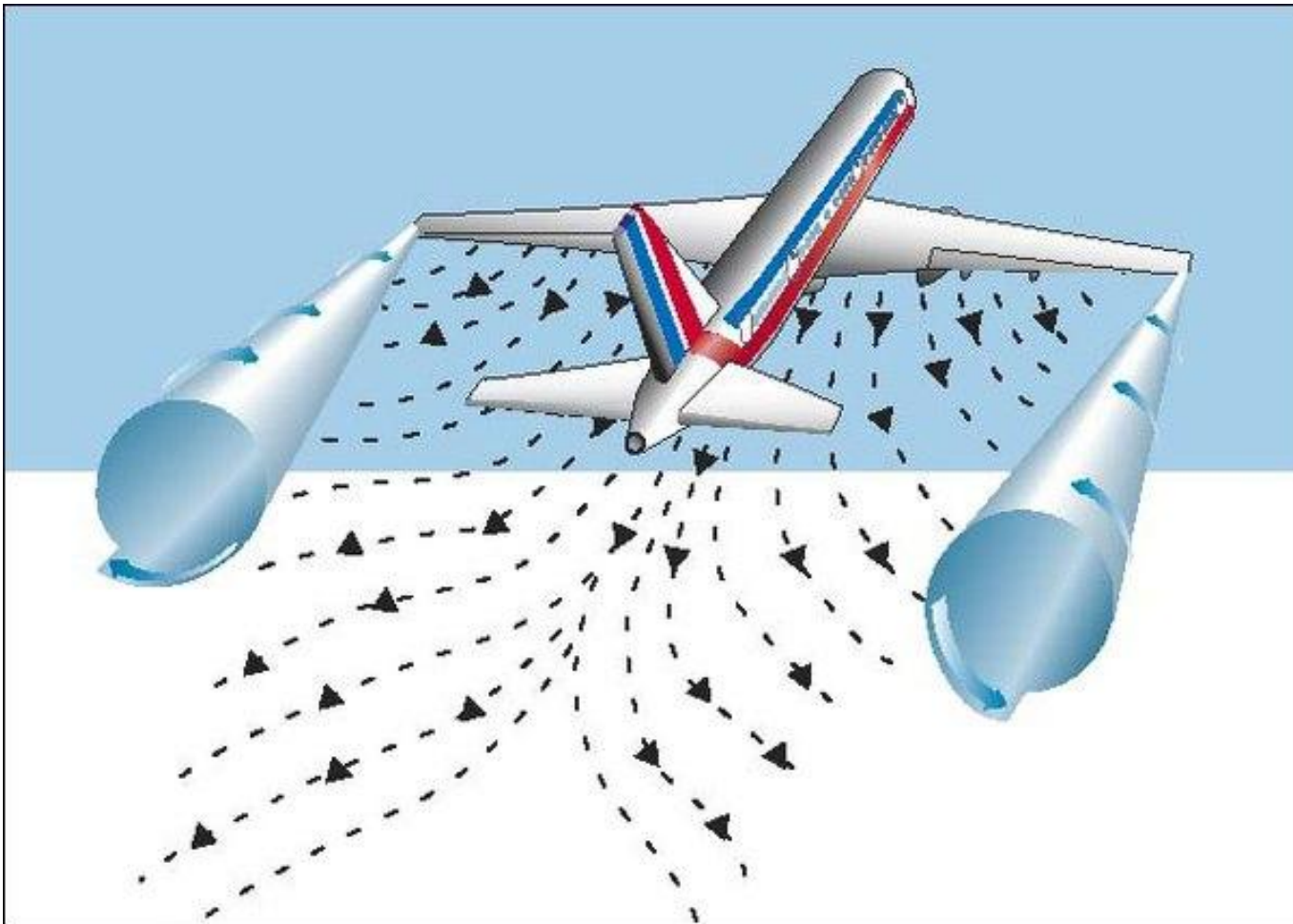


Крыло конечного

размаха

Крыло – часть самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы. Течение воздуха, возникающее вокруг крыла и определяющее его аэродинамические характеристики, представляет собой трехмерный поток, степень отклонения которого от плоскопараллельного движения зависит от формы и размеров крыла.



Геометрические характеристики крыла

Проекция крыла –
площадь S

$\varphi_{кр(z)}$ - угол геометрической
крутки

$\varphi_{кр}$ – угол поперечного

V
 χ - угол

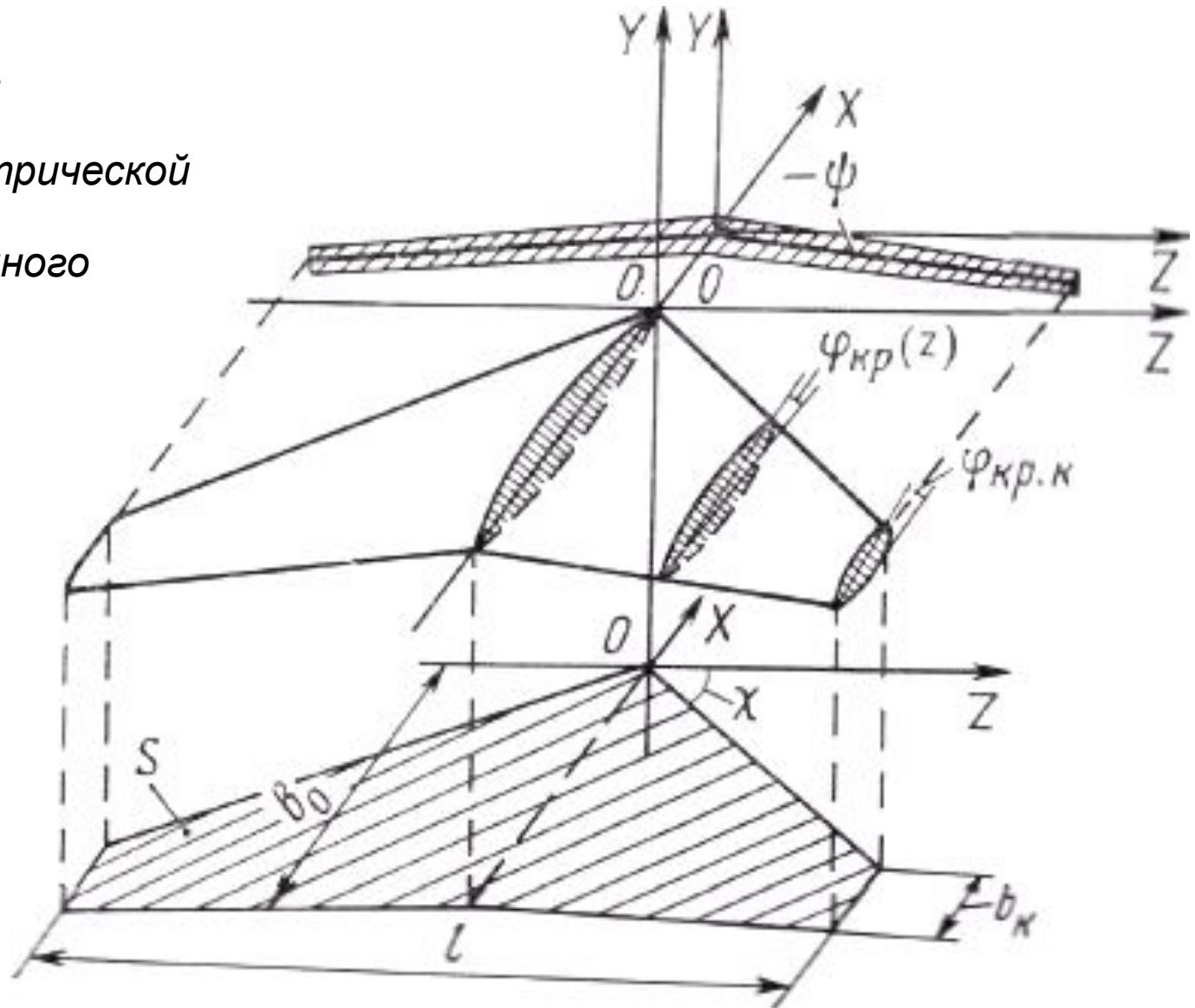
стреловидности

b - хорда

крыла

l - размах

крыла



Характеристики крыла

Отношение площади крыла к размаху $b_{cp} = S / l$ - средняя геометрическая хорда.

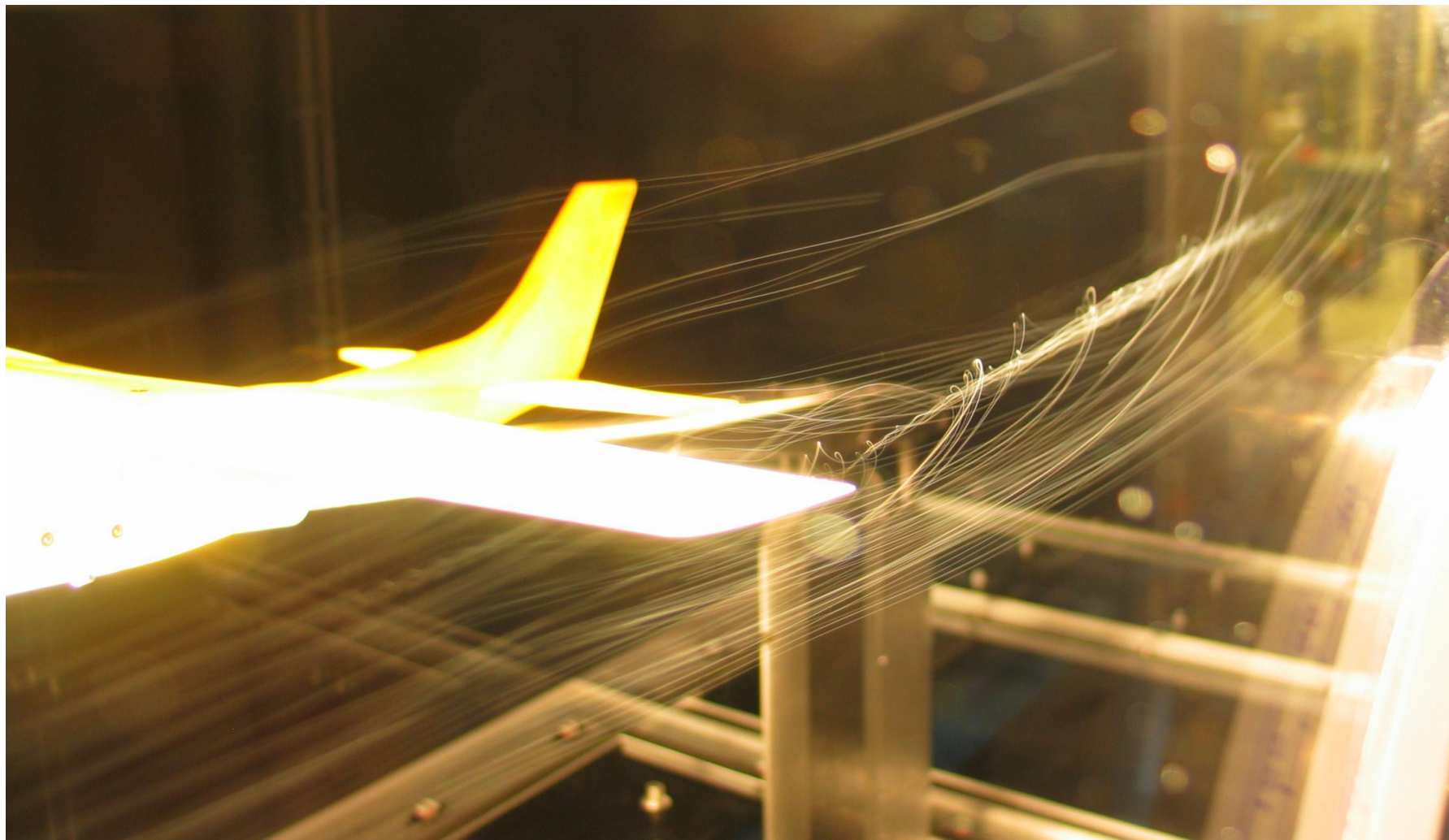
Удлинение $\lambda = l^2/S$ - равное отношению квадрата размаха крыла к площади крыла.

Степень сужения крыла вдоль размаха определяется отношением хорд корневого (b_0) и концевое (b_k) сечений: $\eta = b_0/b_k$.

Плоскость симметрии делит крыло на левую и правую части. Профиль крыла в плоскости его симметрии называется корневым. Профиль крыла в месте пересечения крыла и фюзеляжа - бортовым.

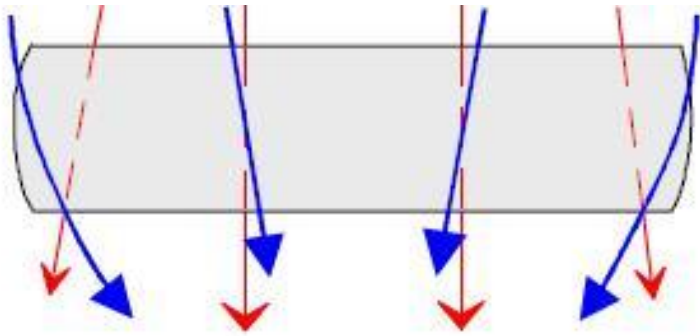
Крыло называется геометрически плоским, если хорды всех сечений параллельны плоскости XOZ . Если хорда профиля составляет с плоскостью XOY некоторый угол $\varphi_{кр}$, величина которого изменяется от 0 у корня, до $\varphi_{кр.к}$ на концевом сечении, то крыло называется геометрически закрученным. Под положительной круткой понимают такую, когда передняя точка хорды по отношению к базовой плоскости находится выше задней точки (местный угол атаки увеличивается по сравнению с углом атаки корневого сечения).

Образование вихревой пелены за крылом конечного размаха



Концевой вихрь





верхняя поверхность
(низкое давление)

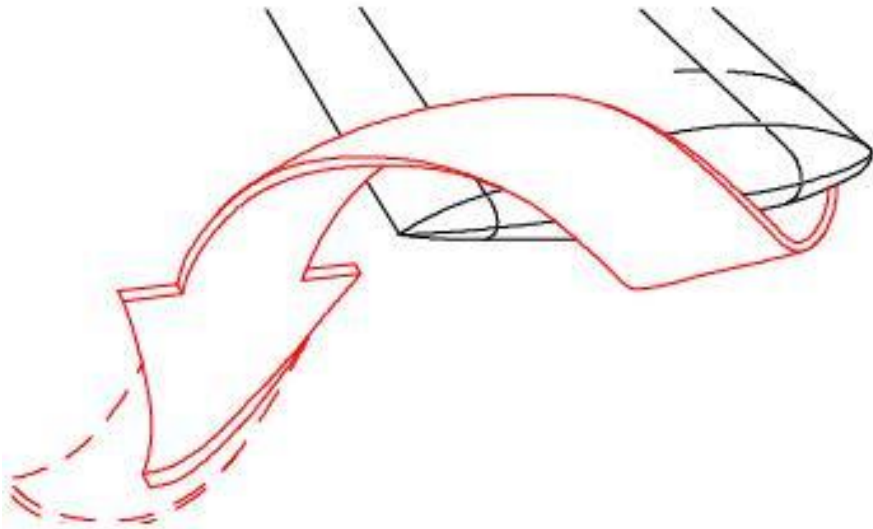
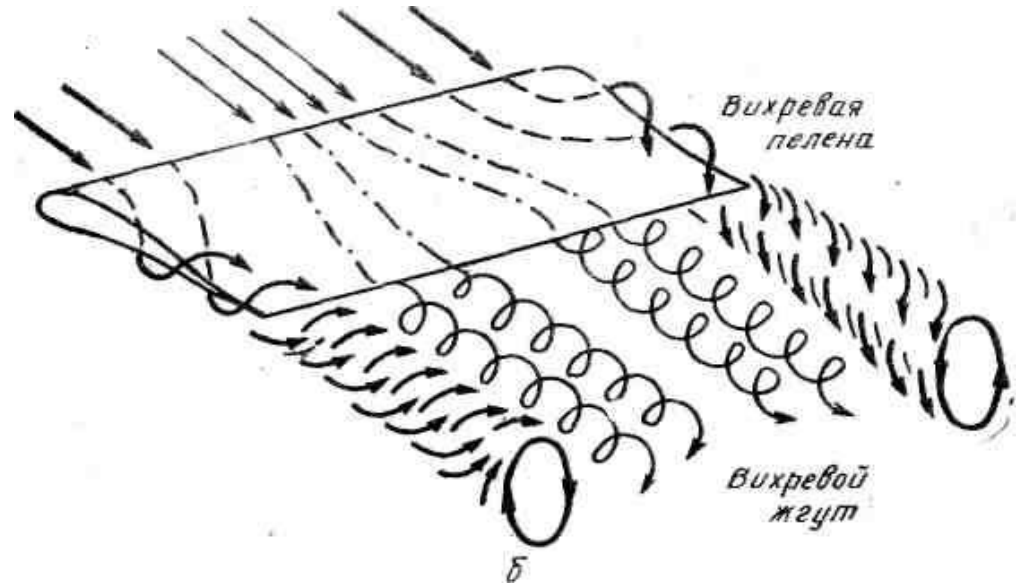
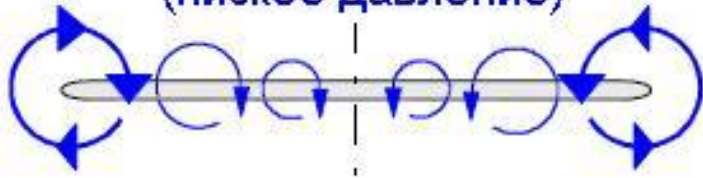
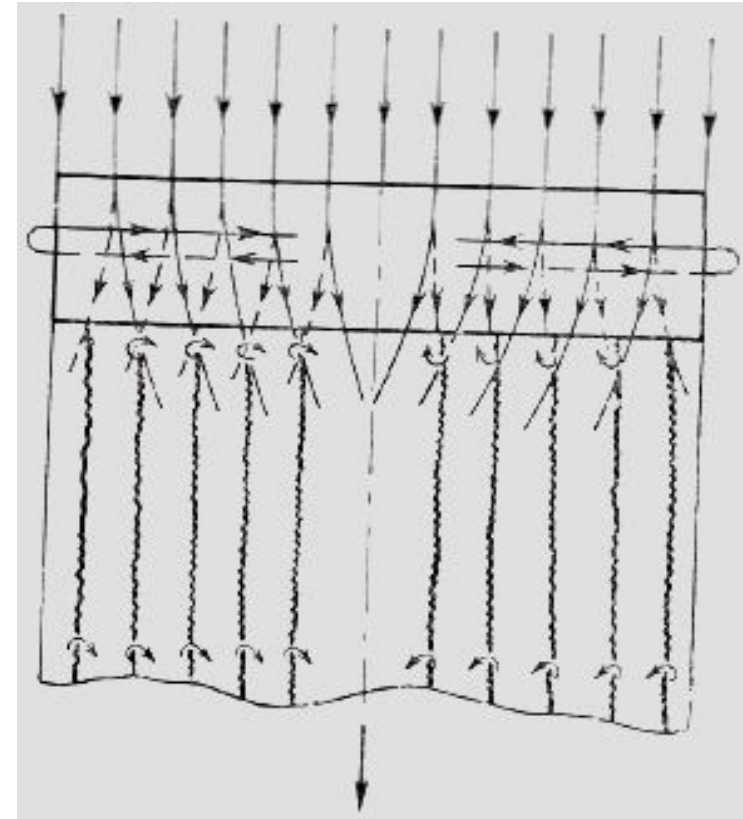
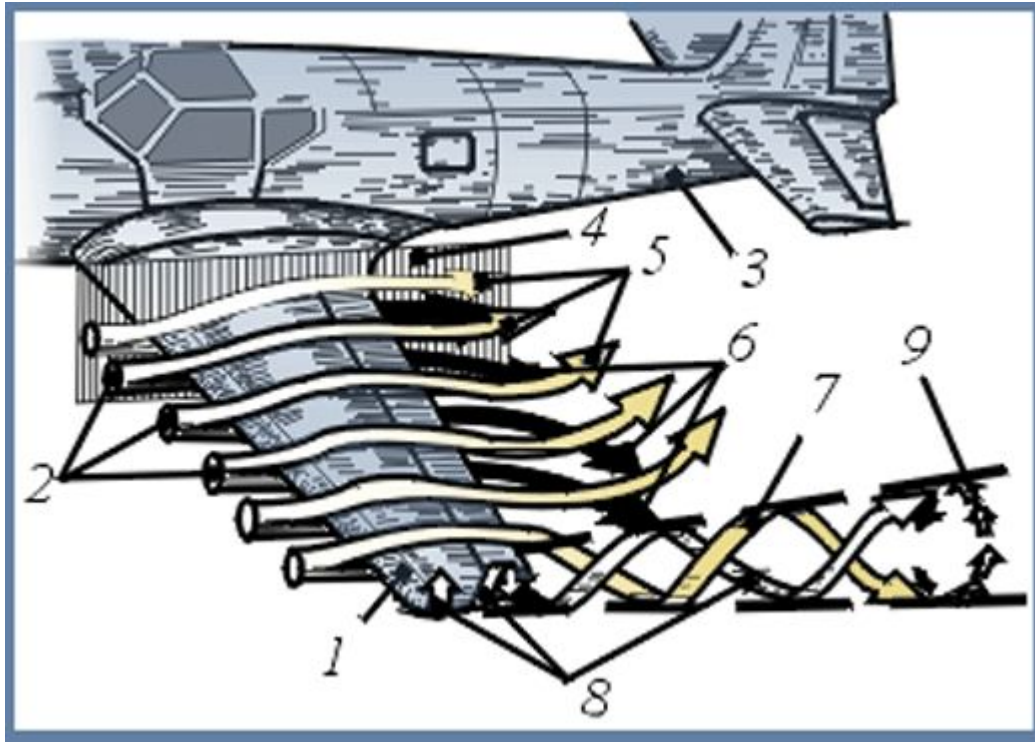


Схема образования пелены



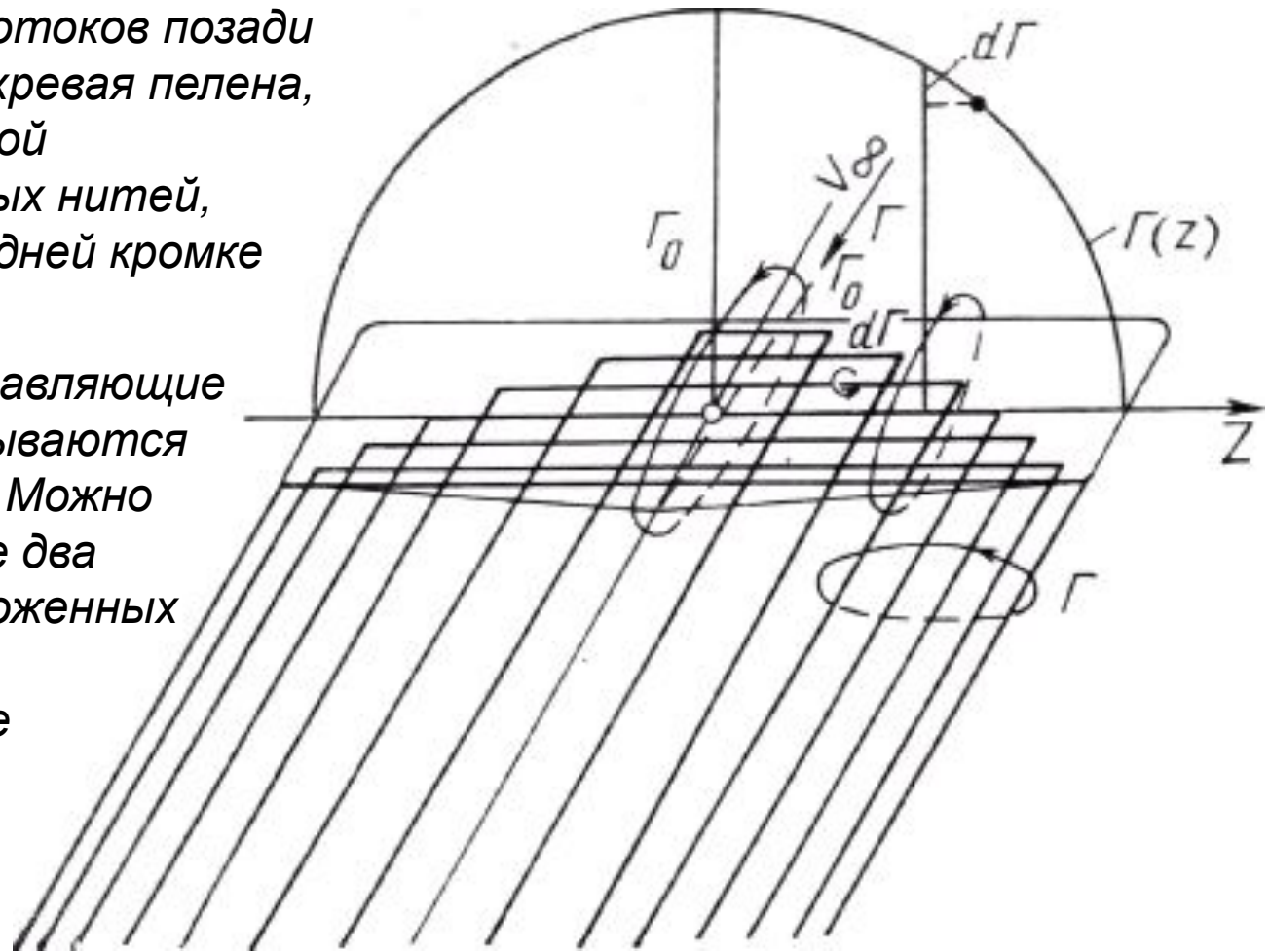
Если на крыле реализуется подъемная сила, то над крылом имеется зона пониженного, а под крылом – повышенного давления. Под влиянием разности давлений происходит перетекание воздуха через концевые кромки крыла из области повышенного давления в область пониженного. Возникает поток, параллельный размаху, причем под крылом движение направлено к концам крыла, а над крылом – к его средней части.

Вихревая система крыла конечного размаха

В результате взаимодействия верхнего и нижнего потоков позади крыла образуется вихревая пелена, представляющая собой совокупность вихревых нитей, берущих начало на задней кромке крыла.

Вихревые нити, составляющие вихревую пелену, называются свободными вихрями. Можно считать, что каждые два симметрично расположенных свободных вихря, замыкаются на крыле соответствующим присоединенным вихрем (той же интенсивности).

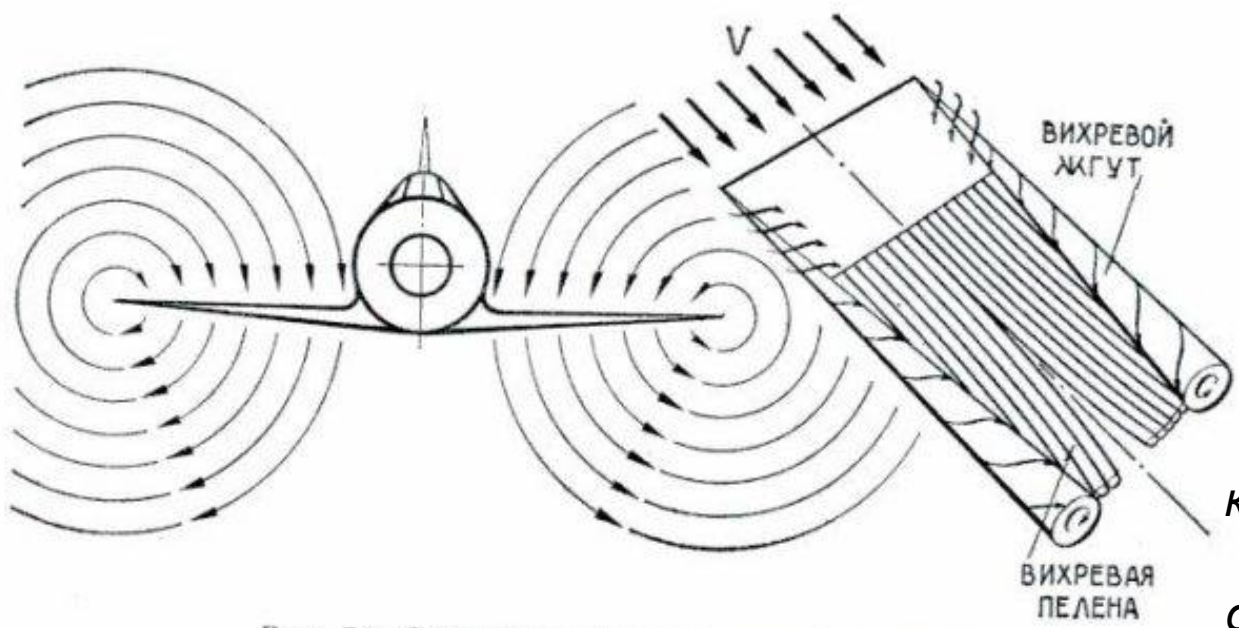
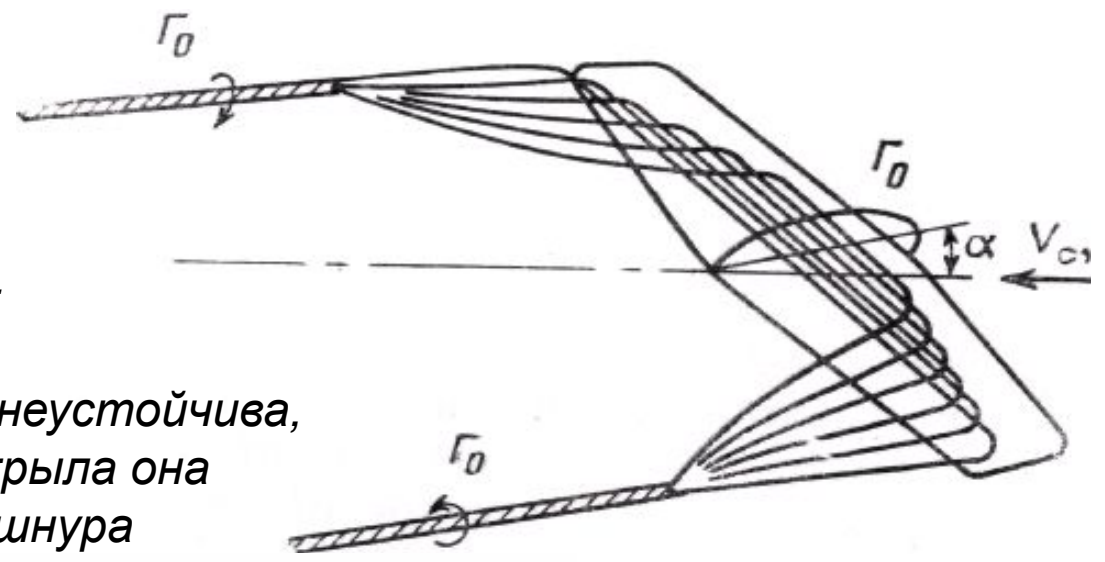
Поэтому вихревую пелену совместно с присоединенными вихрями можно представить как совокупность Γ -образных вихревых нитей.



Трансформация вихревой пелены в два вихревых шнура

Циркуляция $d\Gamma$ вдоль каждой элементарной П - образной вихревой нити постоянна, однако вдоль размаха циркуляция крыла изменяется.

Вихревая пелена позади крыла неустойчива, на некотором расстоянии от крыла она свертывается в два вихревых шнура

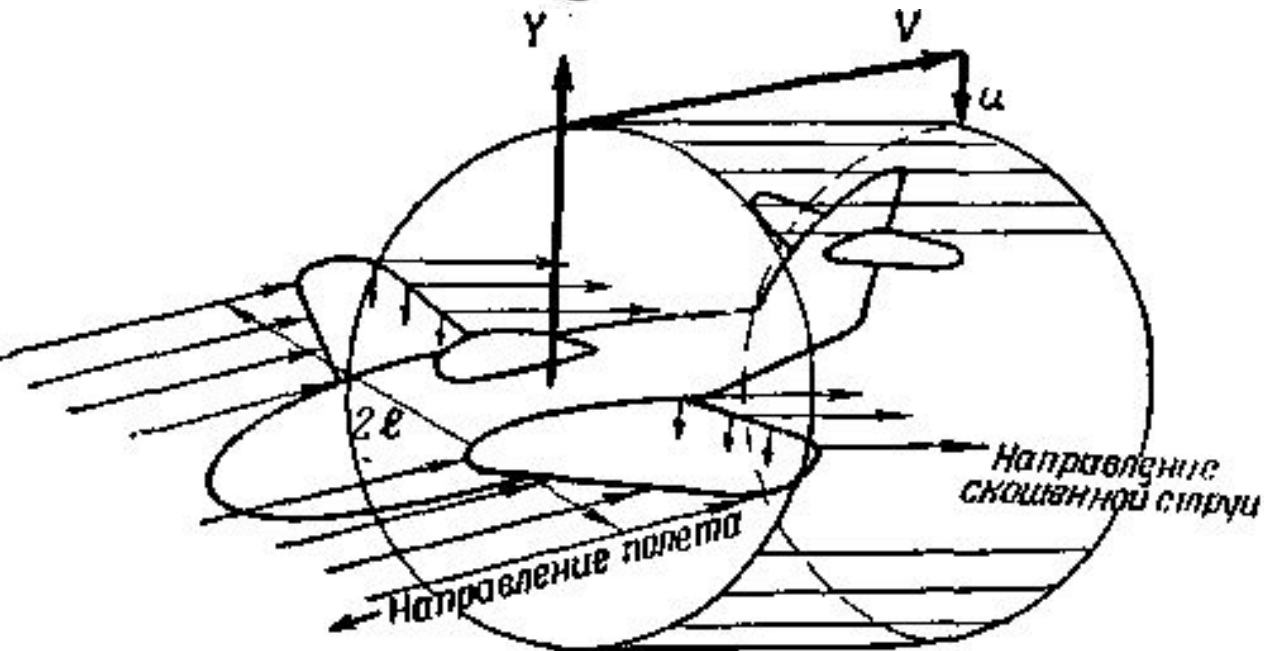
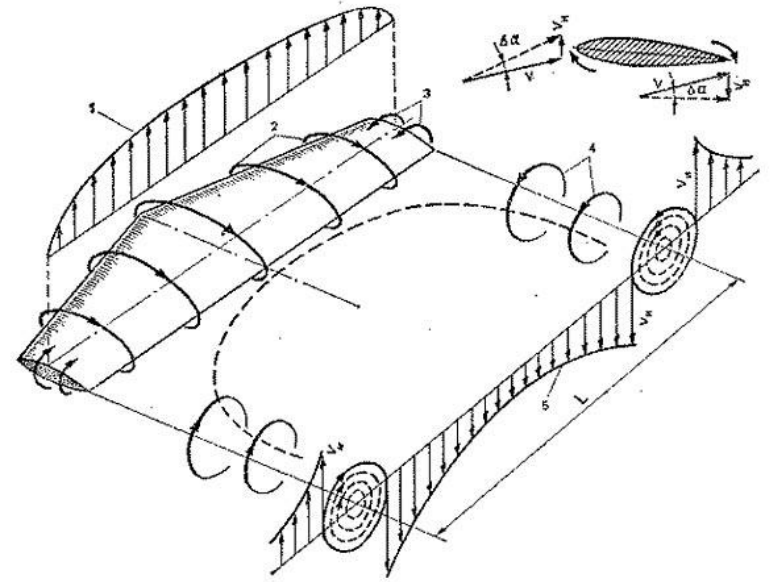
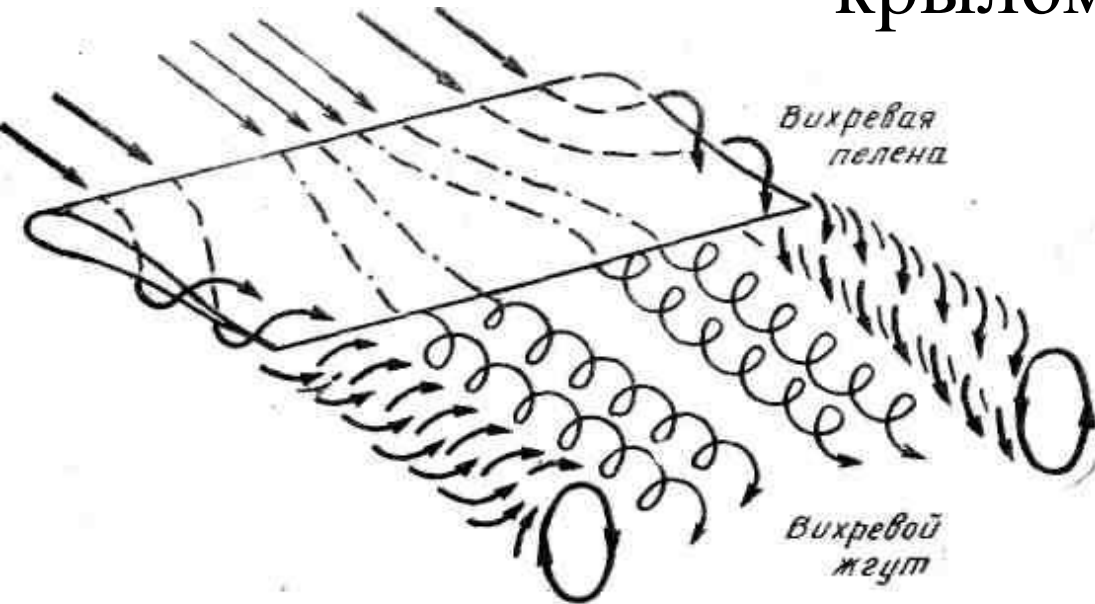


В приближенных расчетах вихревая система крыла конечного размаха может быть представлена двумя свободными вихрями, сбегающими с концевых кромок крыла и замыкающимися одним присоединенным вихрем.

Рис. 50. Обтекание крыла конечного размаха



Скос потока за крылом



СКОС ПОТОКА У КРЫЛА



Вызванные свободными вихрями скорости V_y в плоскости крыла направлены вертикально вниз и изменяются по размаху крыла и по его хорде. В некотором сечении крыла скорость V_∞' направлена под углом $\Delta\alpha$ к первоначальному направлению потока.

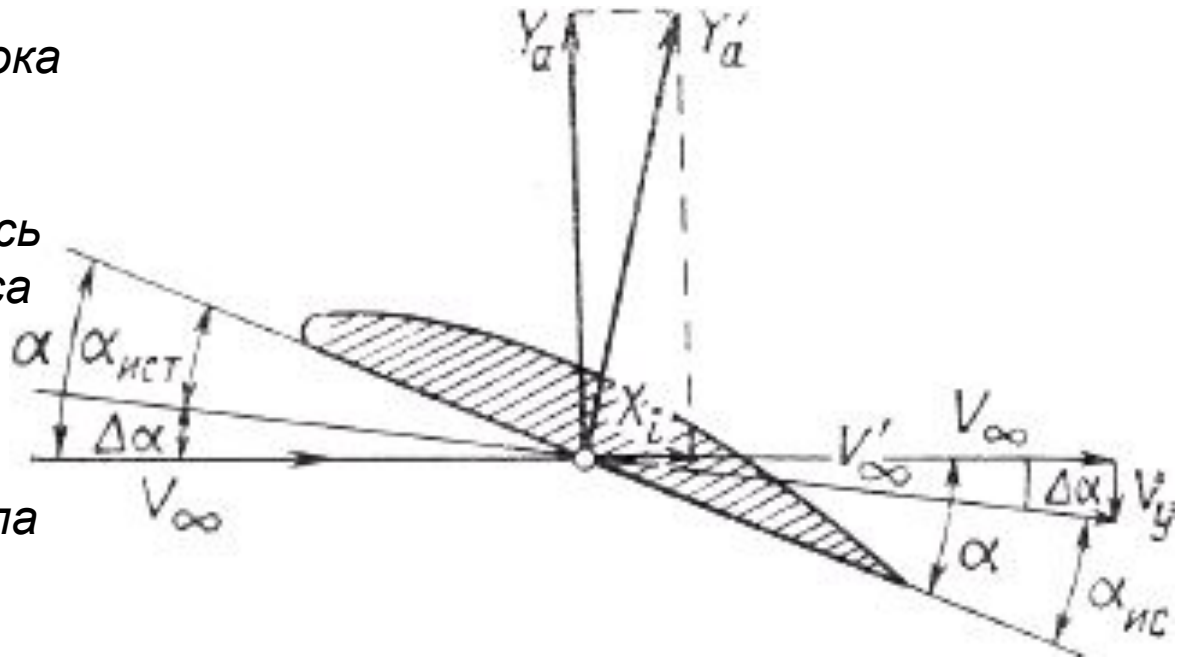
Следовательно, угол $\Delta\alpha$ является углом скоса потока в этом сечении.

Угол скоса изменяется по размаху крыла, увеличиваясь к концам. Обычно угол скоса потока $\Delta\alpha$ мал и поэтому:

$$\tan \Delta\alpha_{\text{ср}} \sim \Delta\alpha_{\text{ср}} = -V_{y \text{ ср}} / V_\infty$$

Истинный угол атаки крыла

$$\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \Delta\alpha_{\text{ср}}$$



СКОС ПОТОКА



ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Сила Y'_a , определяемая теоремой Жуковского, направлена перпендикулярно вектору V_∞' , составляющая силы Y'_a перпендикулярная к направлению невозмущенного потока: $Y_a = Y'_a \cos \Delta\alpha_{cp} = Y'_a$ представляет собой подъемную силу крыла. Составляющая силы Y'_a вдоль потока $X_i = Y'_a \sin \Delta\alpha_{cp} = Y'_a \cdot \Delta\alpha_{cp}$ представляет собой силу индуктивного сопротивления.

Подъемная сила несущего вихря

$$Y_a = \rho_\infty V_\infty \Gamma l_1$$

С другой стороны, подъемная сила крыла

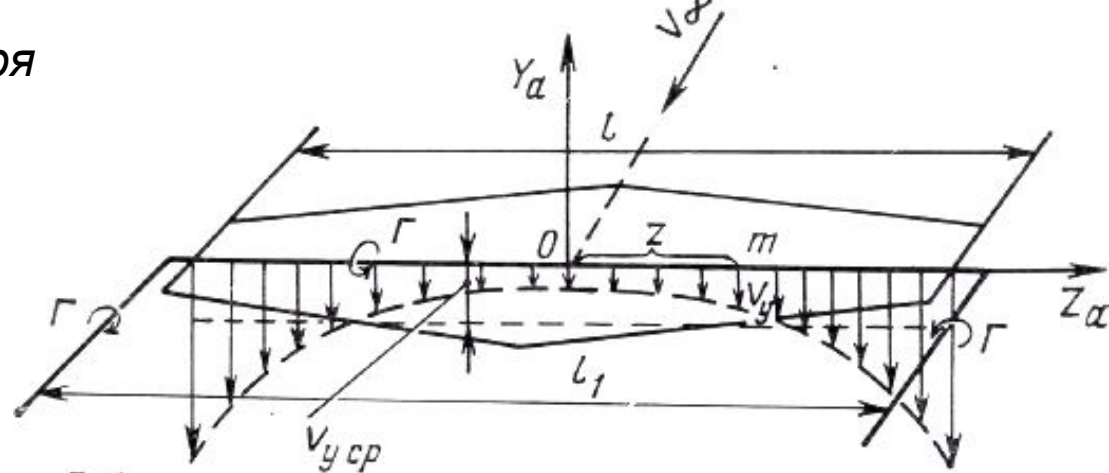
$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S$$

Приравнявая последние два выражения получим уравнение связи:

$$\Gamma = \frac{C_{ya} V_\infty S}{2 \cdot l_1}$$

Если учесть, что $l_1 = l \cdot (1,02 \div 1,04)$

то средний угол скоса потока $\Delta\alpha_{cp} = \frac{C_{y\alpha}}{\pi\lambda} (1 + \Delta)$



Лев.

Для среднего угла скоса:

$$\Delta\alpha_{cp} = -\frac{V_{y\text{cp}}}{V_\infty} = \frac{\Gamma}{2\pi l V_\infty} \ln \frac{l_1 + l}{l_1 - l}$$

коэффициент индуктивного сопротивления крыла

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi\lambda} (1 + \Delta)$$

Выводы

1. Величина индуктивного сопротивления тем больше, чем больше коэффициент C_{y_a} и изменяется в зависимости от C_{y_a} по параболическому закону. Кривая, которая изображает эту зависимость, носит название параболы индуктивного сопротивления

В реальном вязком потоке жидкости коэффициент полного лобового сопротивления крыла конечного размаха можно представить в виде суммы коэффициента индуктивного сопротивления C_{x_i} и коэффициента профильного сопротивления C_{x_p} , обусловленного вязкостью: $C_{x_a} = C_{x_i} + C_{x_p}$

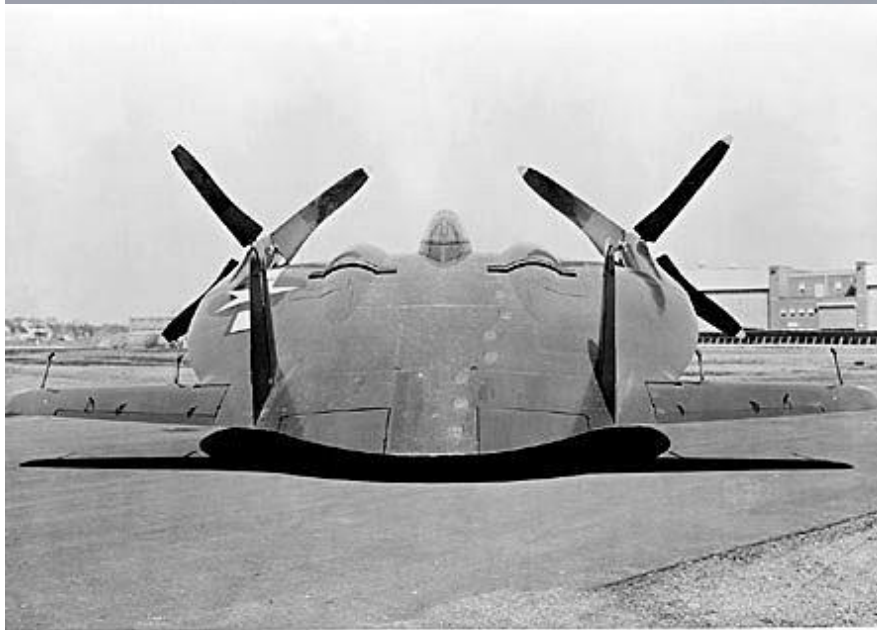
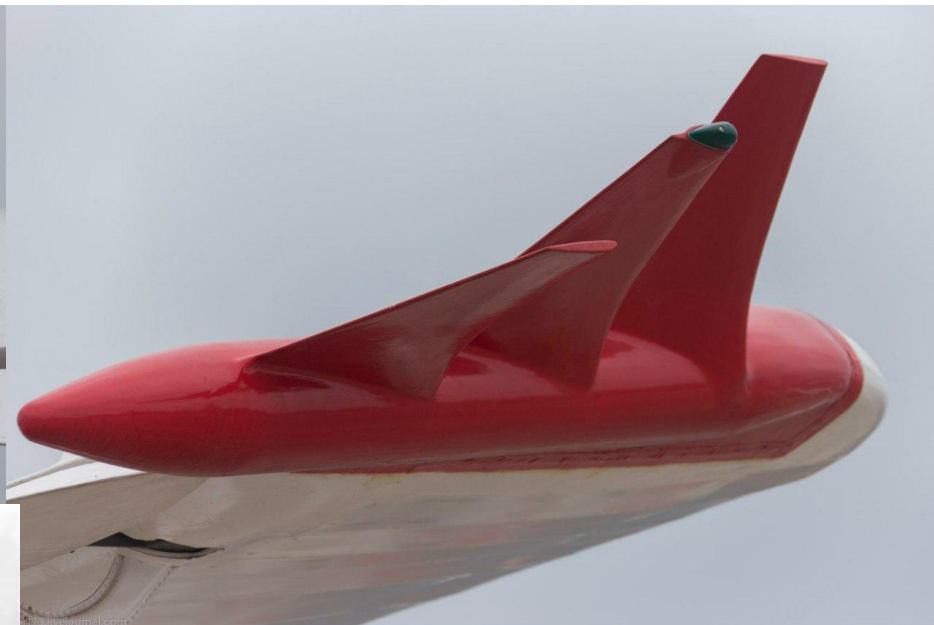
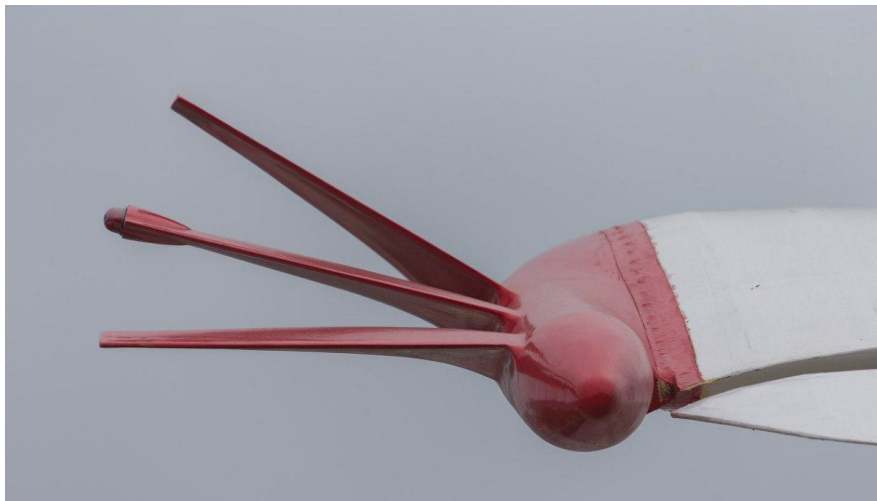
2. Величина индуктивного сопротивления в значительной степени зависит от относительного удлинения крыла λ :

с увеличением относительного удлинения C_{x_i} уменьшается. В связи с этим для получения крыльев с высокими значениями аэродинамического качества $K = C_{y_a} / C_{x_a}$ стремятся по возможности увеличивать удлинение крыла.

Следует иметь в виду, что все сказанное относится к крыльям, не имеющим каких-либо конструктивных надстроек (например, концевые шайбы и др.).



Методы борьбы с образованием концевого вихря



XP5U-1 Flying Pancake V/STOL Circa 1948 (never flew) Navy H.P.F. 106D





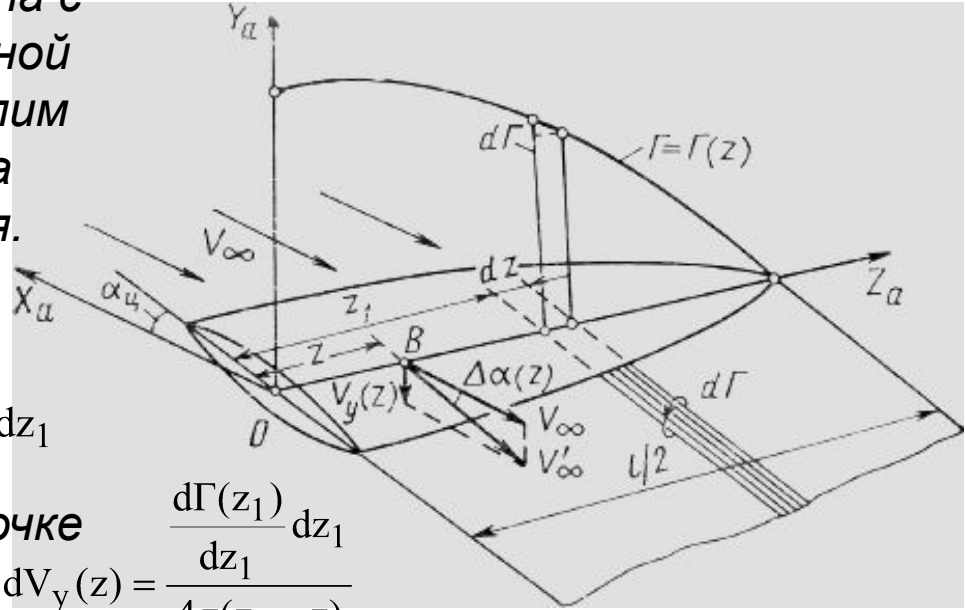
КРЫЛО КОНЕЧНОГО РАЗМАХА С ПЕРЕМЕННОЙ ЦИРКУЛЯЦИЕЙ ПО РАЗМАХУ

За крылом стелется вихревая пелена с изменяющейся вдоль размаха погонной интенсивностью $q = d\Gamma(z)/dz$. Выделим на вихревой пелене узкую полоску на расстоянии z_1 от корневого сечения. Для циркуляции по контуру, охватывающему эту полоску, можно записать

$$d\Gamma = \frac{d\Gamma(z_1)}{dz_1} dz_1$$

В произвольно взятой на оси OZ_a точке B , определяемой координатой z , вихревая полоска вызывает скорость

$$dV_y(z) = \frac{\frac{d\Gamma(z_1)}{dz_1} dz_1}{4\pi(z_1 - z)}$$



уравнение для определения угла скоса потока в сечении z

$$\Delta\alpha(z) = -\frac{V_y(z)}{V_\infty} = -\frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-1/2}^{1/2} \frac{\frac{d\Gamma(z_1)}{dz_1} dz_1}{z_1 - z}$$

Заметим, что полученный интеграл является несобственным, однако его главное значение может быть получено из соотношения:

$$V_y(z) = \frac{1}{4\pi} \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \left[\int_{-1/2}^{z-\epsilon} \frac{\frac{d\Gamma(z_1)}{dz_1} dz_1}{z_1 - z} + \int_{z+\epsilon}^{1/2} \frac{\frac{d\Gamma(z_1)}{dz_1} dz_1}{z_1 - z} \right]$$