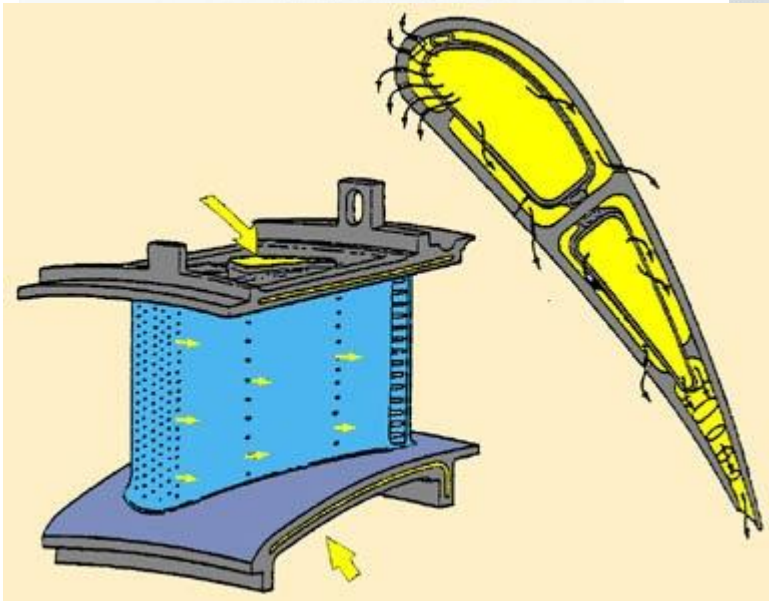
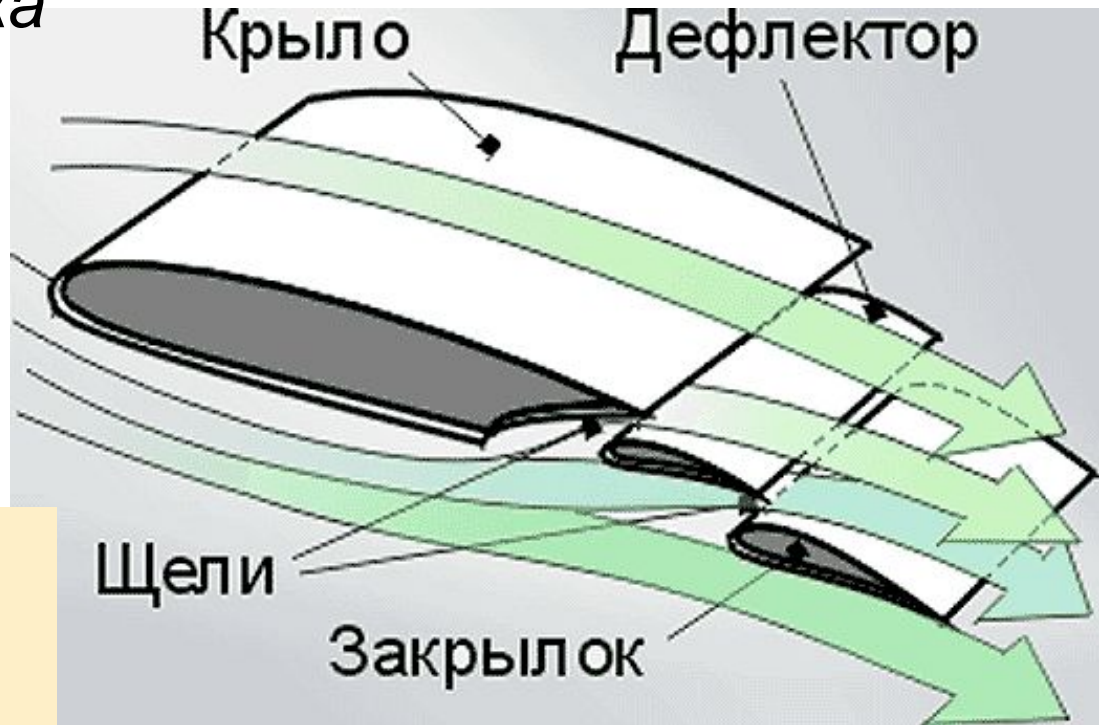
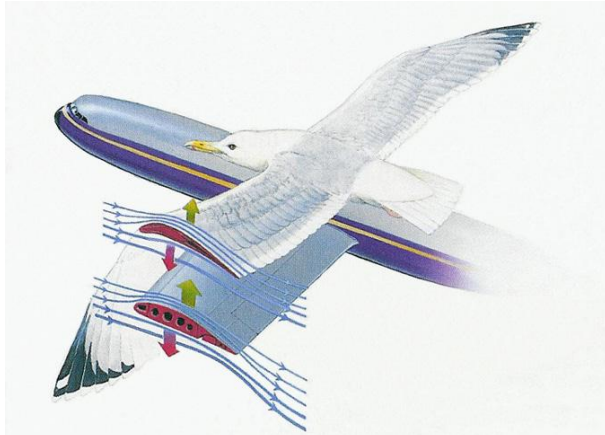


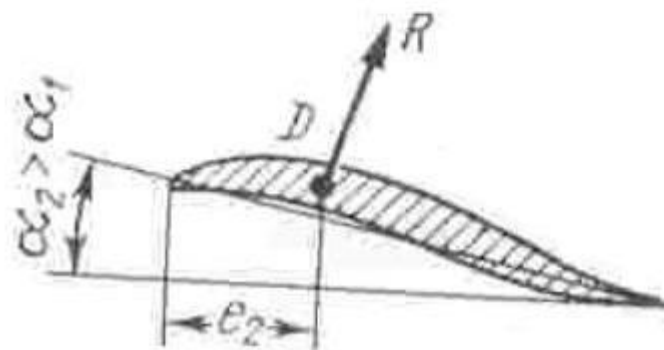
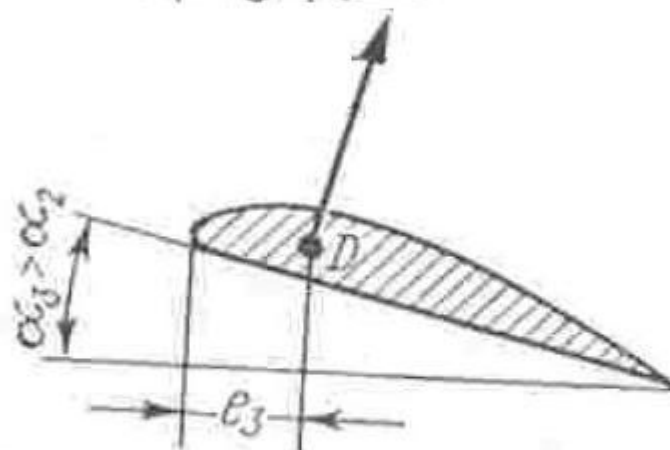
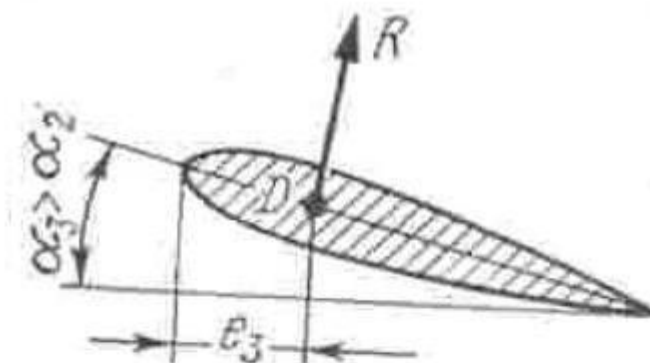
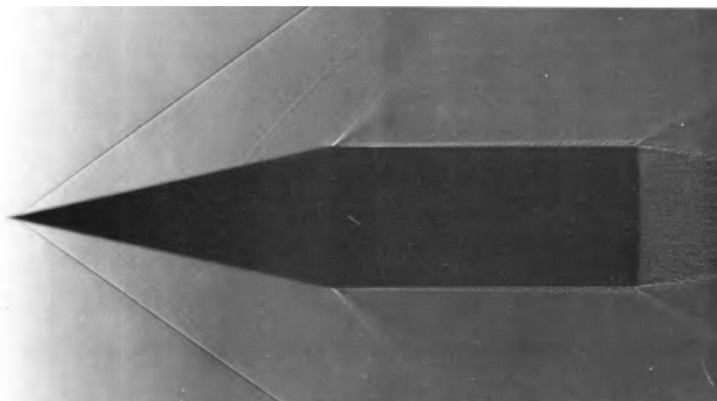
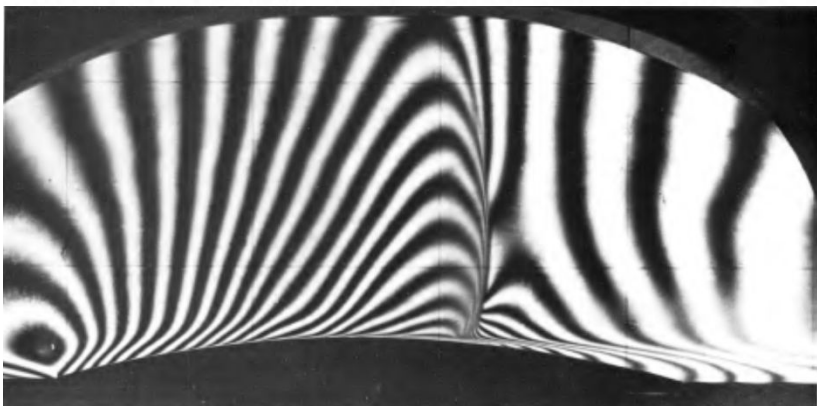
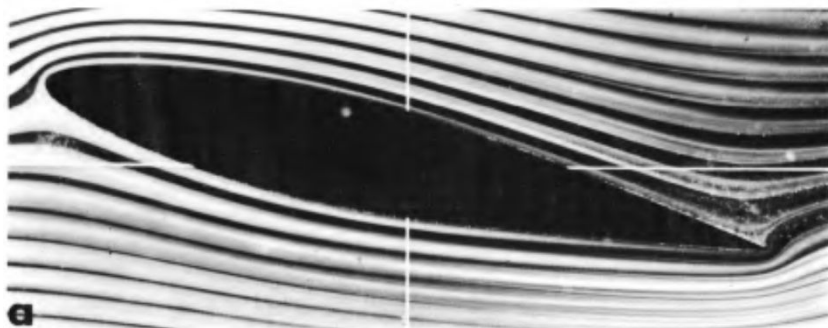
ПРОФИЛЬ КРЫЛА

Профиль крыла – линия пересечения поверхности крыла и вертикальной плоскости в направлении обтекающего потока

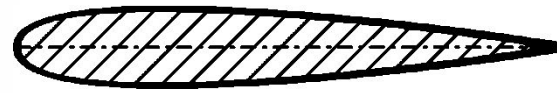
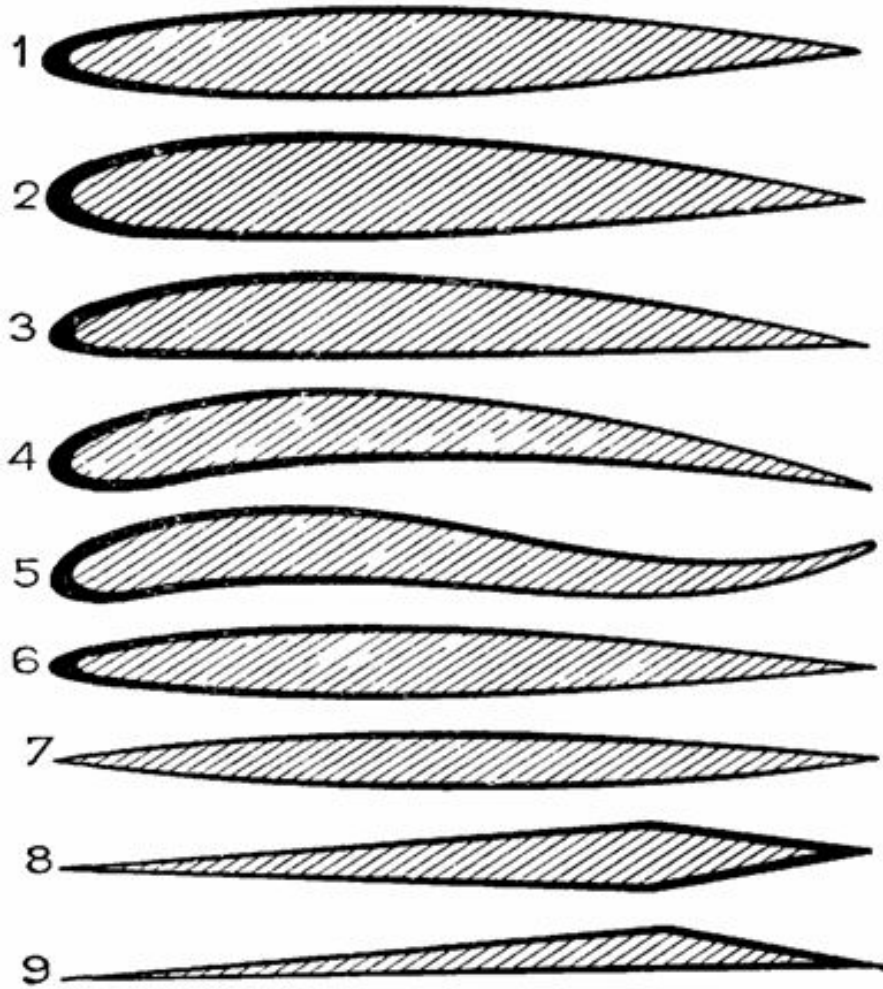


В чистом виде аэродинамика профиля рассматривается как обтекание сечения прямого крыла бесконечного размаха

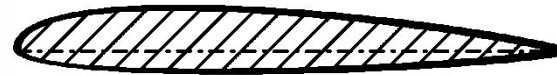
Виды профилей



Виды профилей



- двояковыпуклый
симметричный



- двояковыпуклый
несимметричный



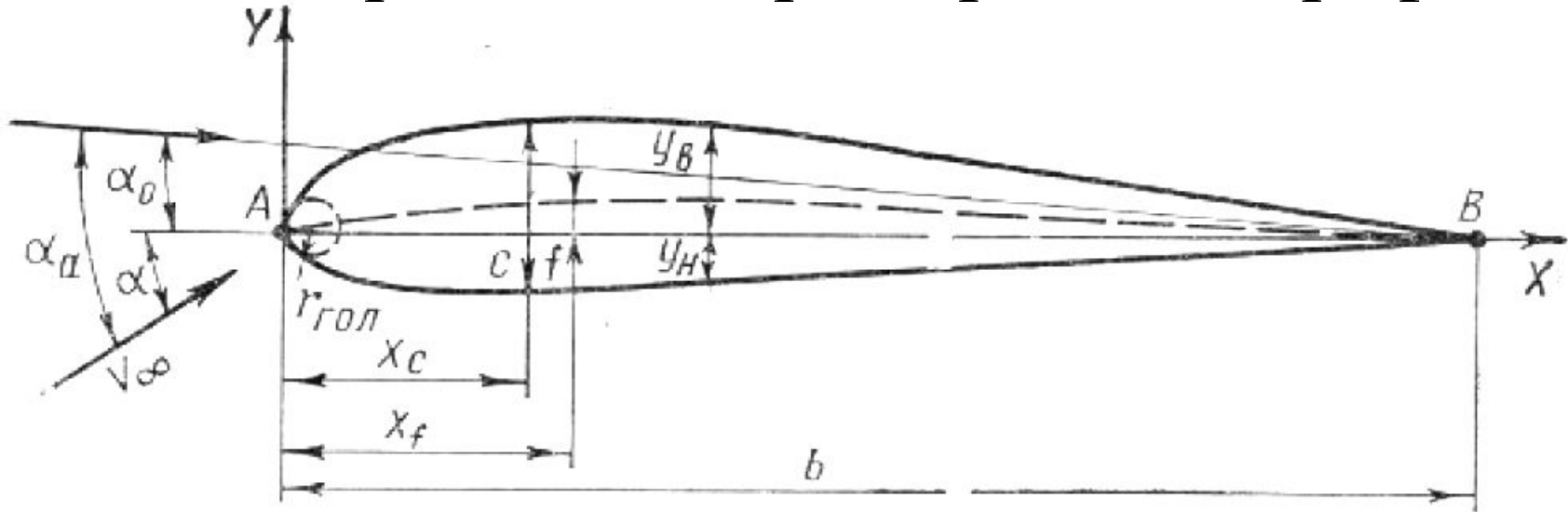
- выпукло-вогнутый



- суперкритический



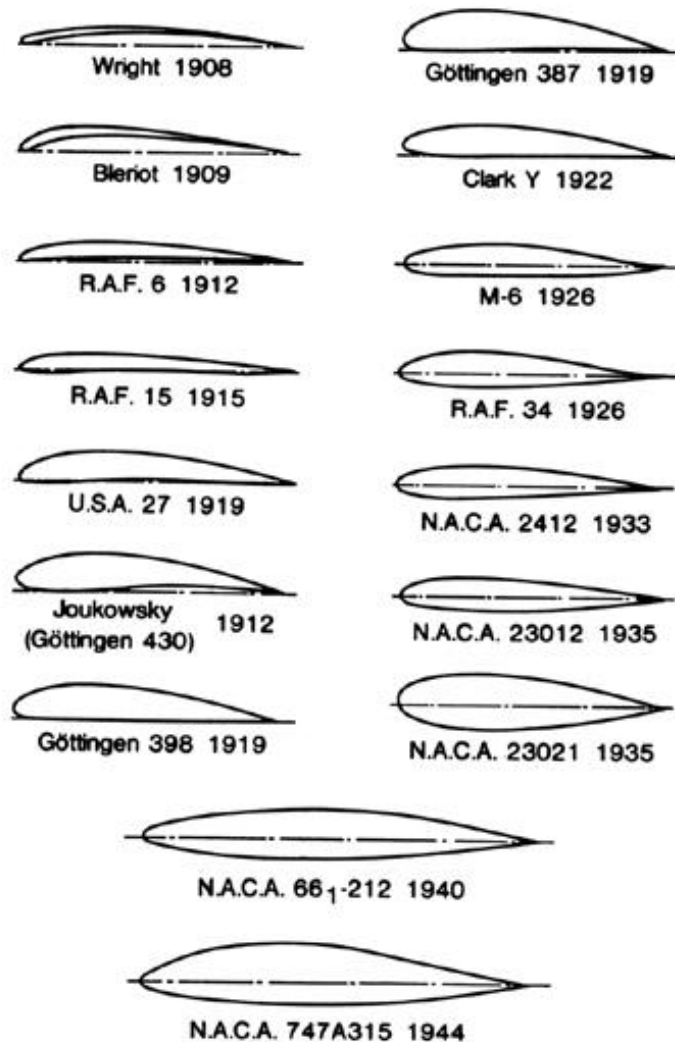
Геометрические характеристики профиля



- Хорда профиля b — линия, соединяющая две наиболее удаленные точки профиля: переднюю и заднюю. Хорда разделяет контур профиля на две части — верхнюю и нижнюю.
- Угол атаки α — угол между хордой профиля и направлением проекции вектора скорости невозмущенного потока на плоскость профиля.
- Толщина профиля c — расстояние между точками контура профиля, лежащими на перпендикуляре к хорде, $c = |y_{\text{верх}}| + |y_{\text{ниж}}|$.
- Максимальная толщина профиля c_{max} — наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на перпендикуляре к его хорде.
- Относительная толщина профиля — отношение максимальной толщины профиля к его хорде, выраженное в процентах $\bar{c} = \frac{c}{b} \cdot 100$
- Средняя линия профиля — линия, соединяющая середины отрезков $|y_{\text{верх}}| + |y_{\text{ниж}}|$ перпендикулярных хорде.
- Кривизна профиля f — наибольшая ордината средней линии.
- Относительная кривизна профиля — отношение максимальной кривизны профиля к его хорде, выраженное в процентах $\bar{f} = \frac{f}{b} \cdot 100$

Обозначения профилей

With a View to Practical Solutions



The historical evolution of airfoil sections, 1908-1944. The last two shapes (N.A.C.A. 66-212 and N.A.C.A. 747A315) are low-drag sections designed to have laminar flow over 60 to 70 percent of chord on both the upper and the lower surface. Note that the laminar flow sections are thickest near the center of their chords.

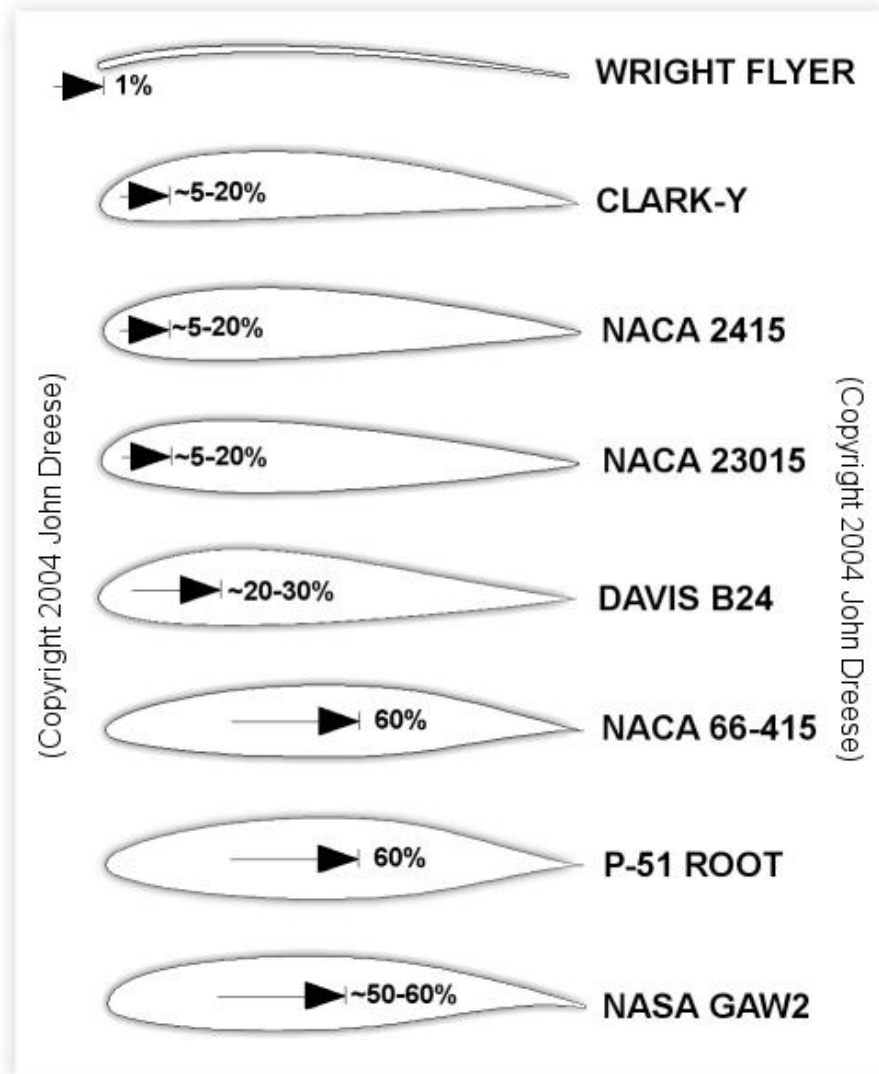
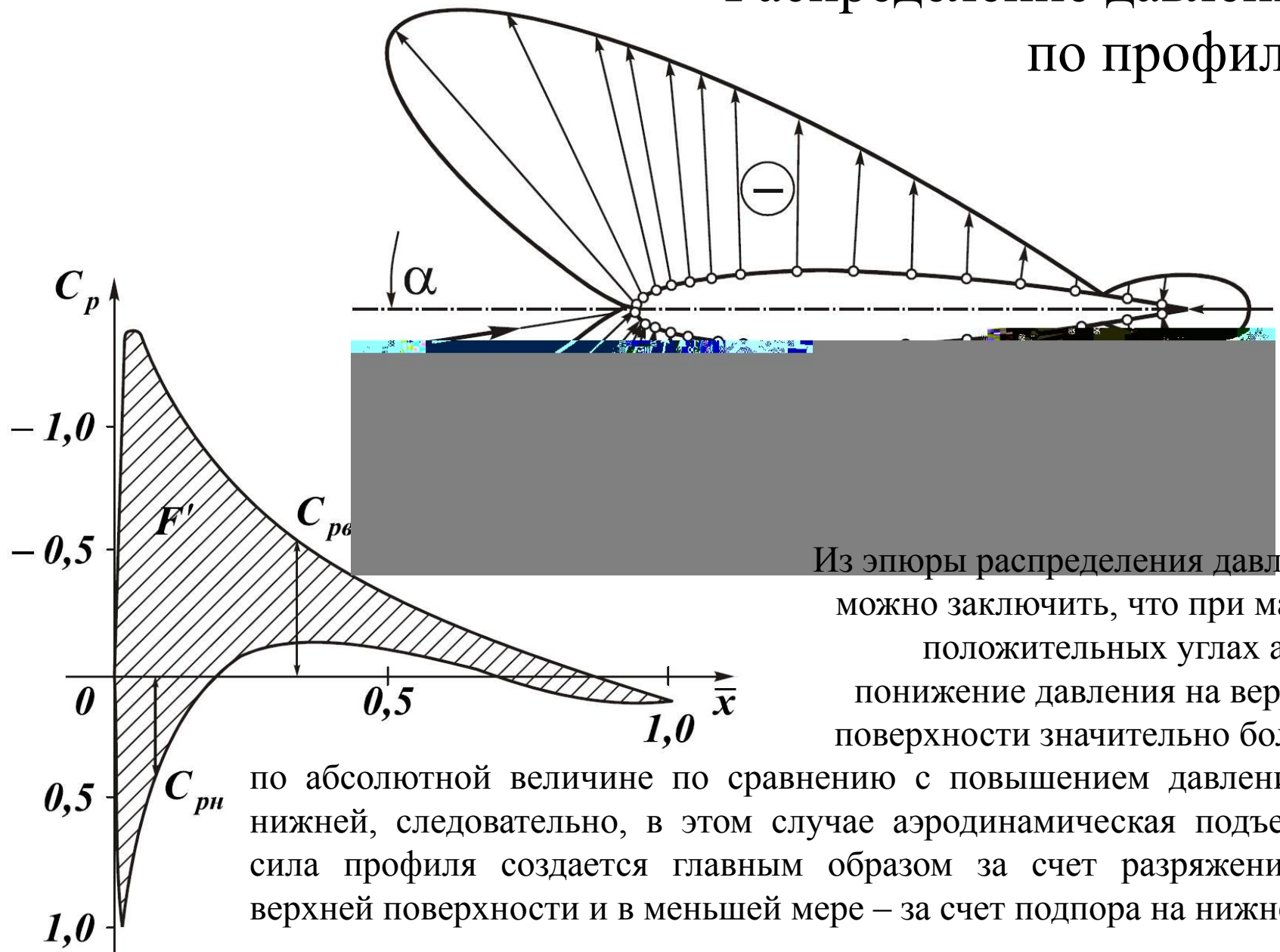


FIGURE 2: Extent of laminar flow on some famous airfoils.

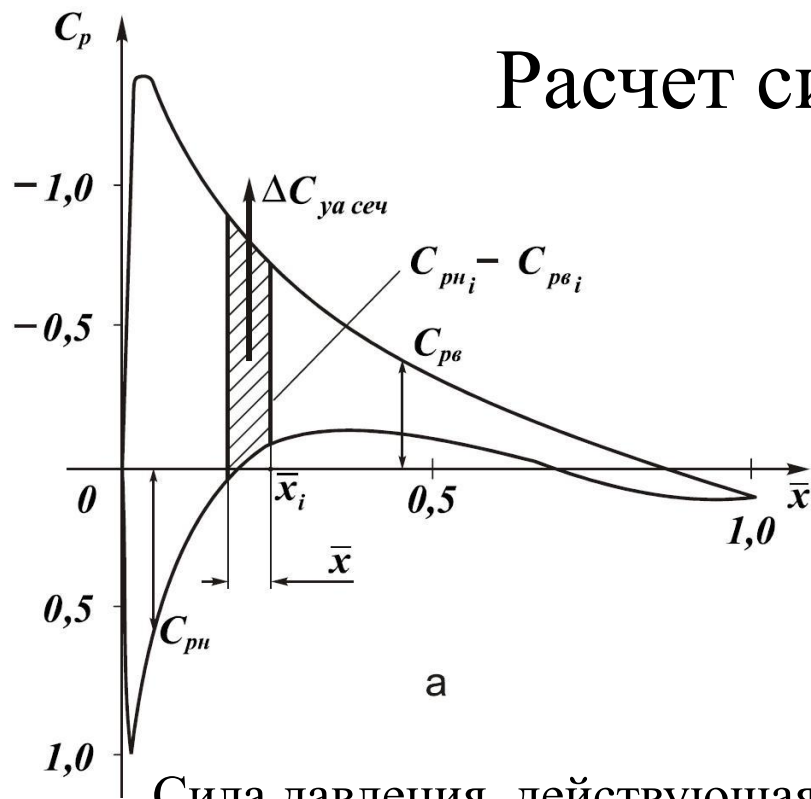
Распределение давления по профилю



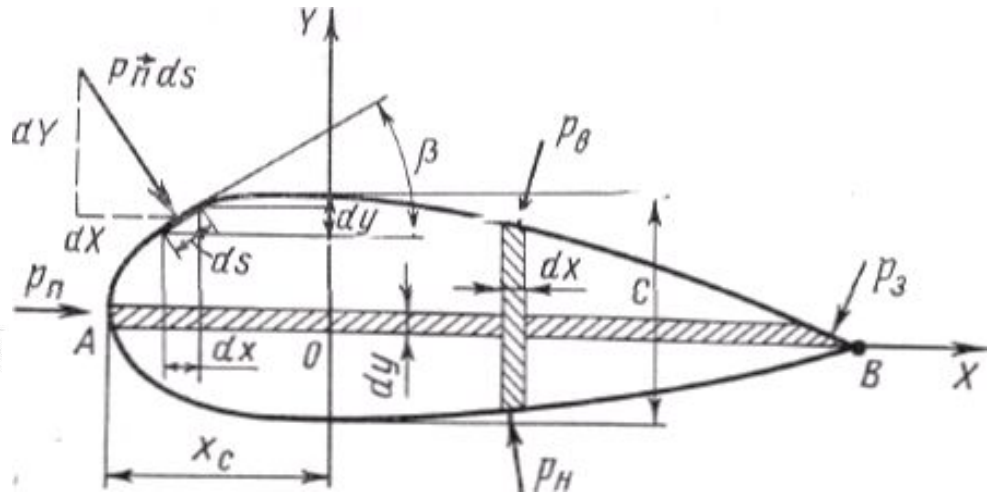
Из эпюры распределения давления можно заключить, что при малых положительных углах атаки понижение давления на верхней поверхности значительно больше

по абсолютной величине по сравнению с повышением давления на нижней, следовательно, в этом случае аэродинамическая подъемная сила профиля создается главным образом за счет разряжения на верхней поверхности и в меньшей мере – за счет подпора на нижней.

Расчет силы на профиле



а



Сила давления, действующая на элемент поверхности крыла $l \cdot dS$ равна $p \cdot l \cdot dS$, а проекции этой силы на оси OX и OY :

$$dY = p \cdot \cos \beta \cdot l \cdot dS = \pm l \cdot p \cdot dx; \quad dX = p \cdot l \cdot \sin \beta \cdot dS = l \cdot p \cdot dy.$$

Для определения сил X и Y необходимо просуммировать элементарные составляющие по всему контуру профиля. Вдоль оси OX суммирование производим отдельно для верхней и нижней частей профиля:

$$Y = l \int_A^B (p_H - p_B) dx$$

вдоль оси OY — для передней и задней:

$$X = l \int_{y_H}^{y_B} (p_H - p_3) dy$$

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

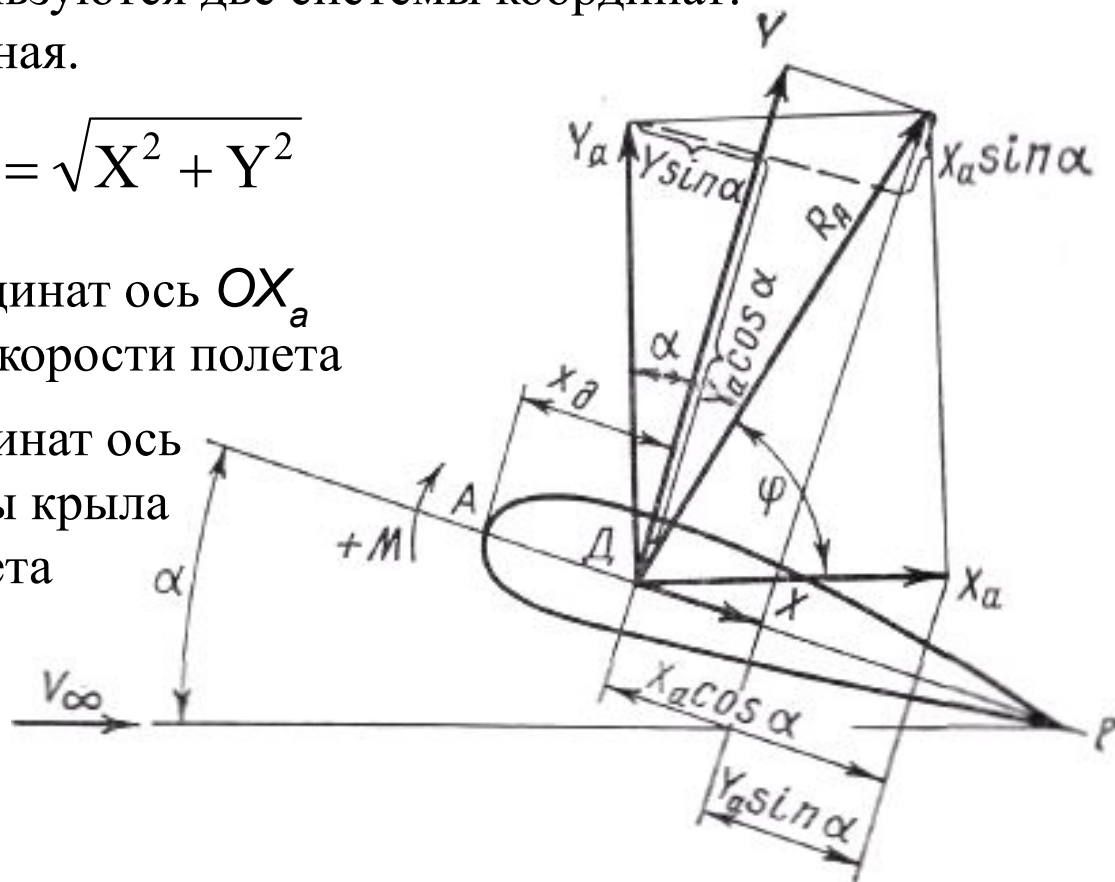
Результирующая сил давления и трения, возникающих при движении летательного аппарата относительно воздушной среды, сила, называется *полной аэродинамической силой*.

В аэродинамике чаще используются две системы координат: скоростная и связанная.

$$R_a = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2} \quad R_a = \sqrt{X^2 + Y^2}$$

В скоростной системе координат ось OX_a совпадает с направлением скорости полета

В связанной системе координат ось OX направлена вдоль хорды крыла или продольной оси самолета



АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ

Момент полной аэродинамической силы относительно передней кромки крыла M_z называется продольным моментом или аэродинамическим моментом тангажа. Момент M_z считается положительным, если он стремится повернуть крыло в сторону увеличения угла атаки α , и отрицательным – в обратную сторону. Положительный момент называется кабрирующим, а отрицательный – пикирующим.

Продольная сила X и толщина профиля обычно малы, по сравнению с нормальной силой Y и хордой профиля, поэтому моментом от продольной силы пренебрегают в силу его малости. Зная элементарный момент от нормальной силы $dM_z = -dY \cdot x = - (p_n - p_v) \cdot l \cdot x dx$ полный момент крыла

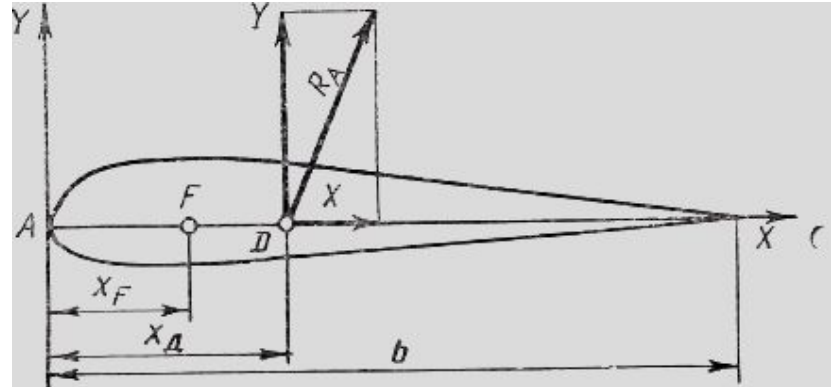
относительно передней кромки профиля:
$$M_z = -l \int_A^B (p_n - p_v) x dx$$

ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ. ФОКУС ПРОФИЛЯ

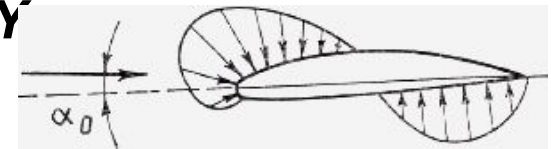
Точка **D**, являющаяся точкой пересечения линии действия полной аэродинамической силы с хордой крыла, называется *центром давления*.

Зная момент нормальной силы относительно передней кромки, можно найти абсциссу центра давления, отсчитываемая от передней кромки профиля:

$$x_D = -\frac{M_z}{Y} = -\frac{m_z}{C_y} b$$



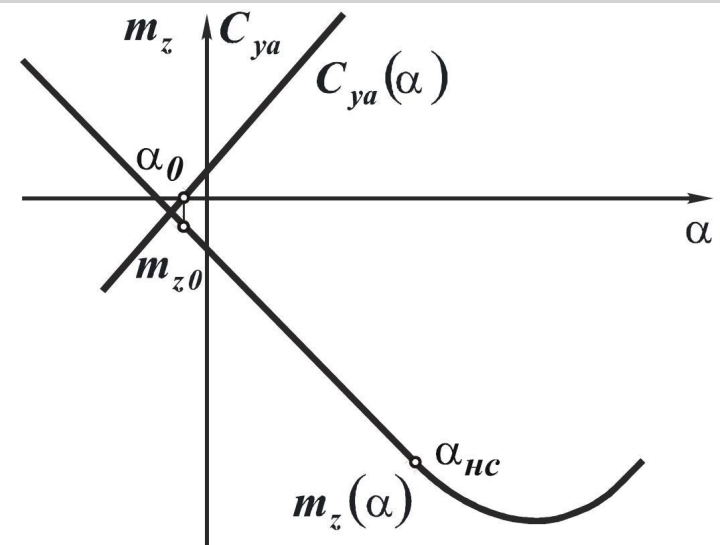
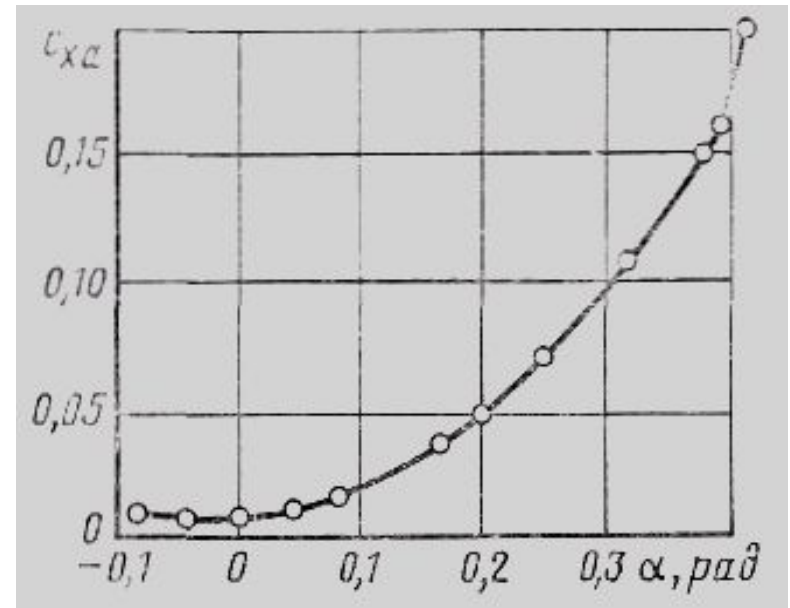
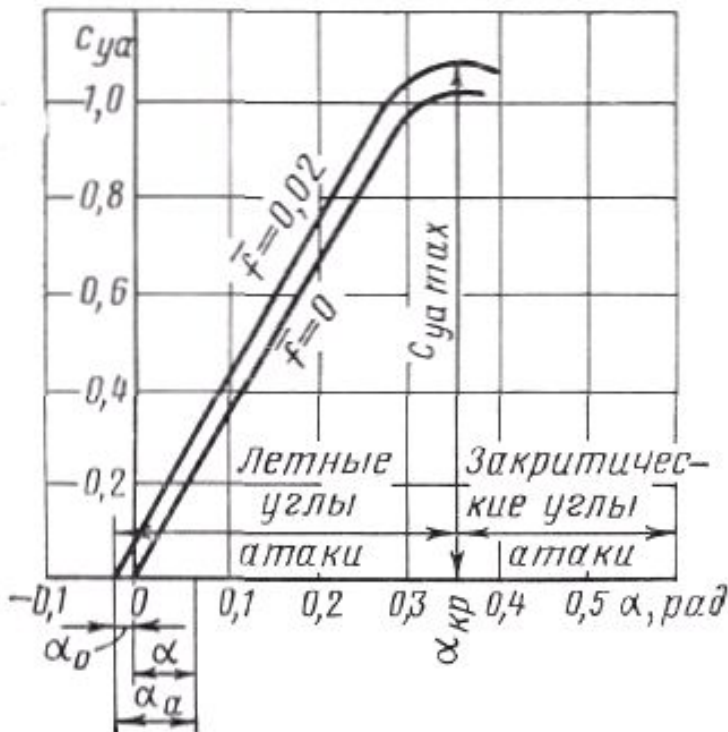
Момент силы Y относительно произвольной точки **F** на хорде профиля $M_F = -Y(x_D - x_F) = M_z + Yx_F = M_{z0} + (L + x_F)Y$



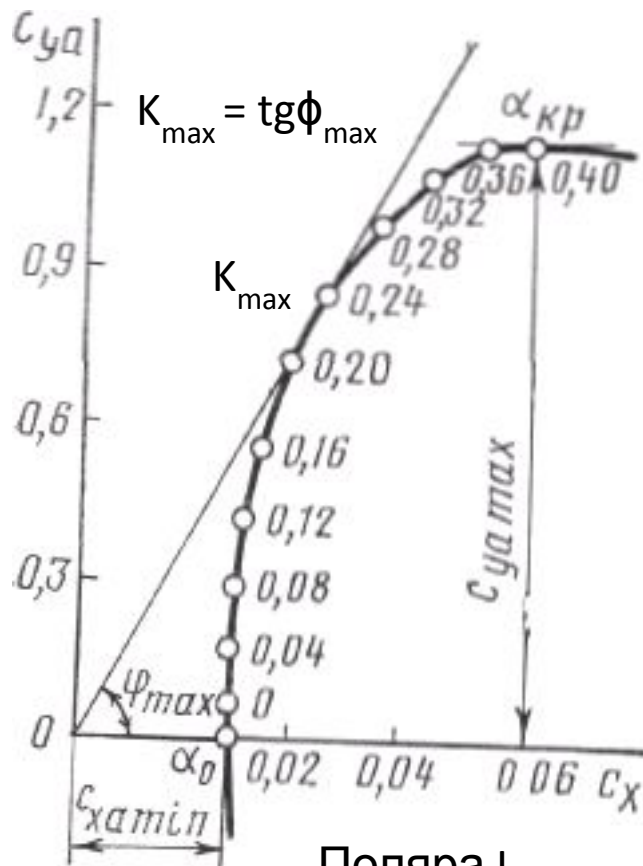
Характерная для профиля точка **F**, обладающая тем свойством, что вычисленный относительно нее главный момент сил давления потока не зависит от угла атаки, называется *фокусом* крыльевого профиля.

ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ОТ УГЛА АТАКИ ПРОФИЛЯ

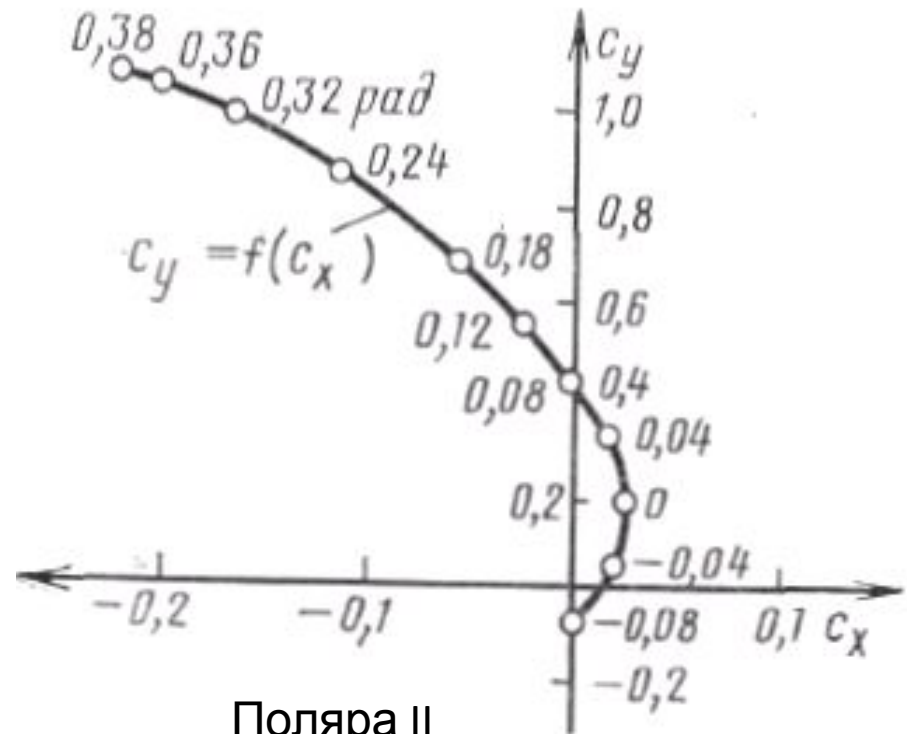
Угол атаки, при котором величина коэффициента подъемной силы достигает максимального значения, называется критическим углом атаки $\alpha_{кр}$



Поляра



Поляра I
рода



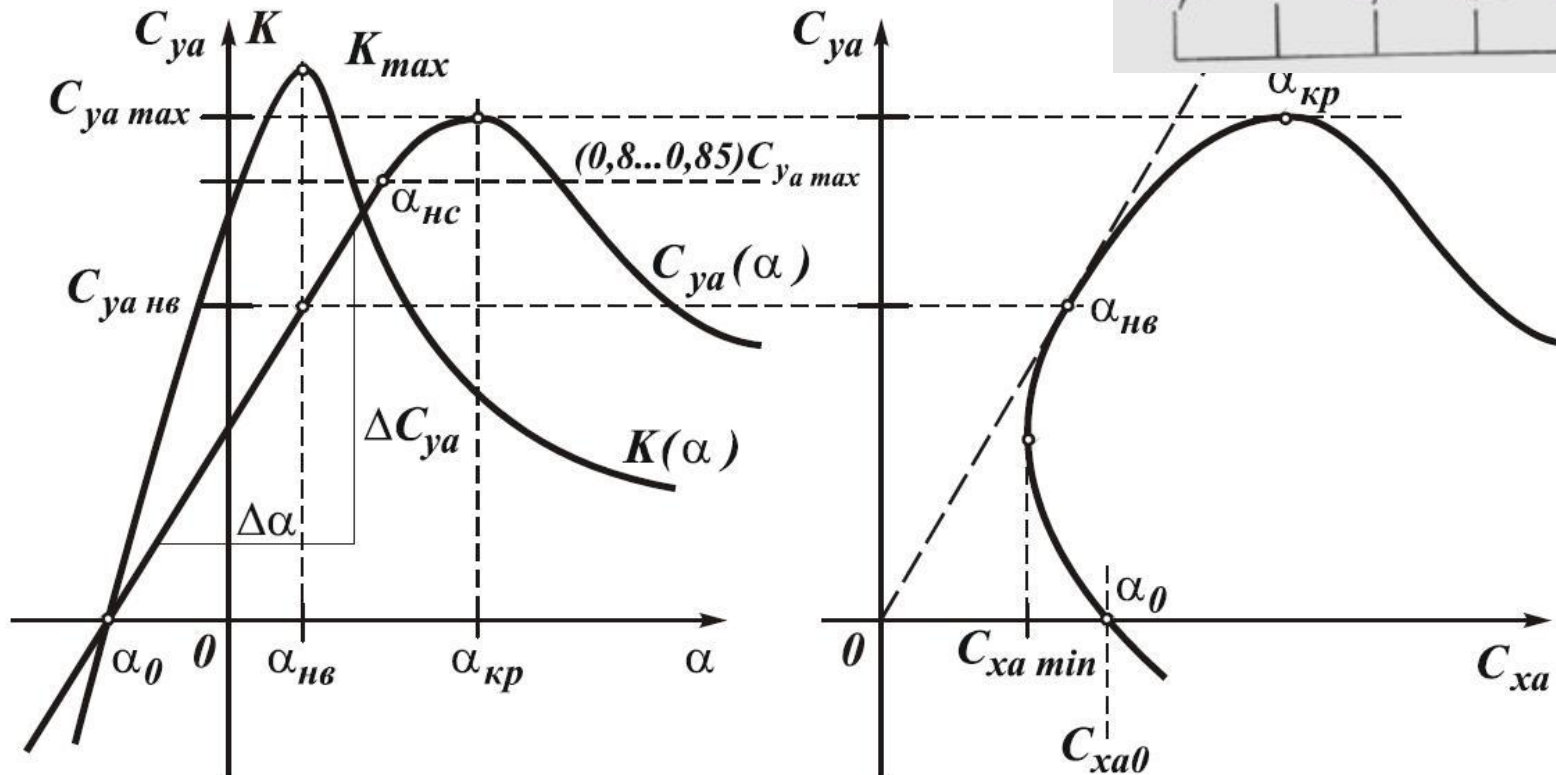
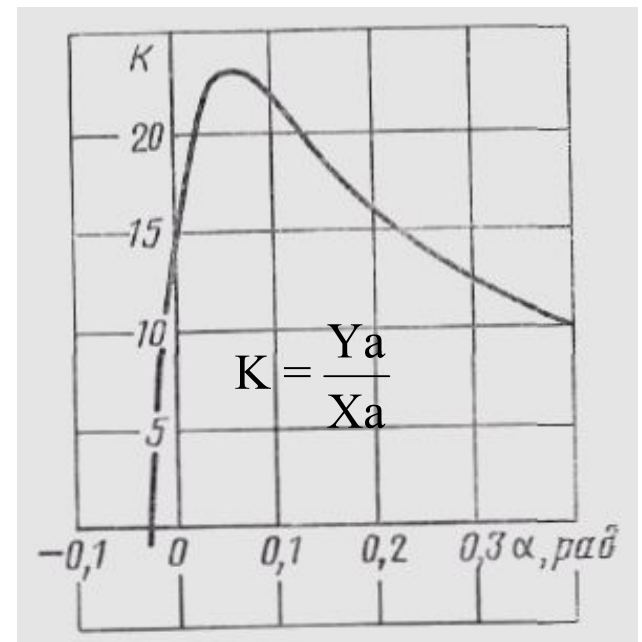
Поляра II
рода

Каждая точка поляры соответствует определенному углу атаки α . При одинаковых масштабах вдоль осей C_{xa} и C_{ya} **вектор**, соединяющий начало координат с той или иной точкой поляры I рода, представляет собой по величине и направлению **коэффициент** результирующей аэродинамической **силы**, соответствующей данному углу атаки α . Поэтому поляру можно рассматривать как **полярную** диаграмму в координатах C_{RA} и α .

Аэродинамическое качество

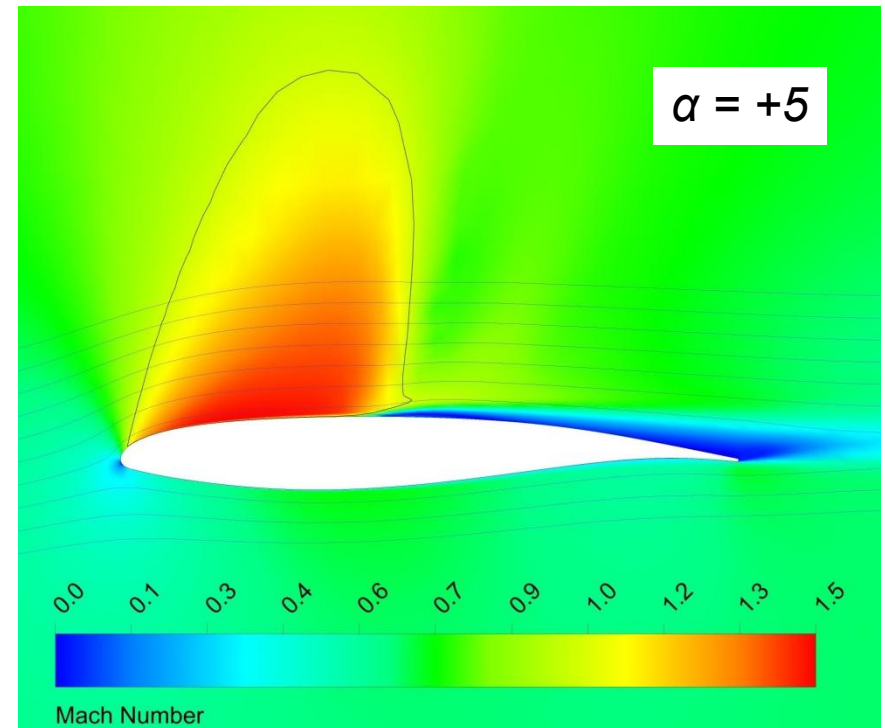
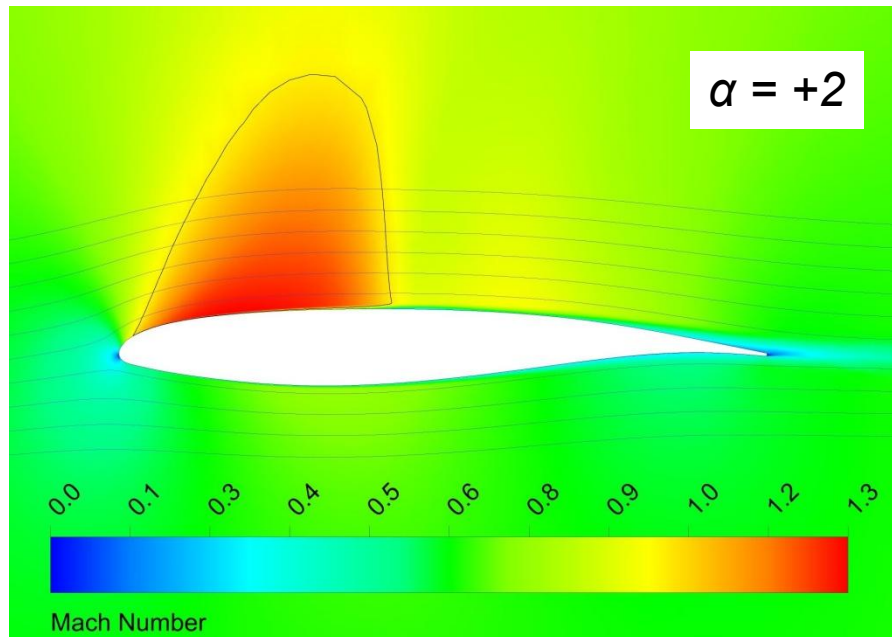
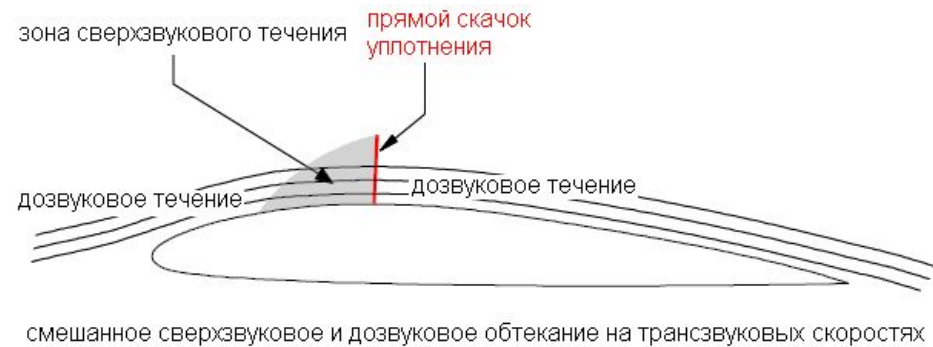
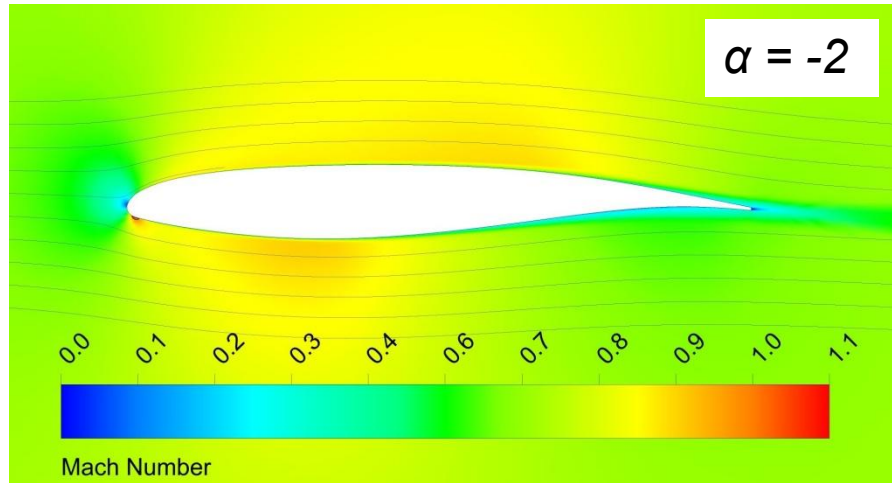
Угол атаки $\alpha = \alpha_{HB}$, при котором качество имеет **максимальное** значение, называется **наивыгоднейшим** углом атаки.

При угле атаки, равном α_0 , качество равно нулю.

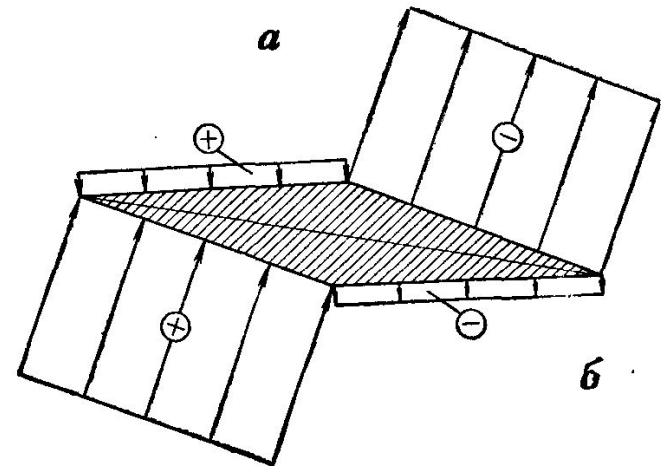
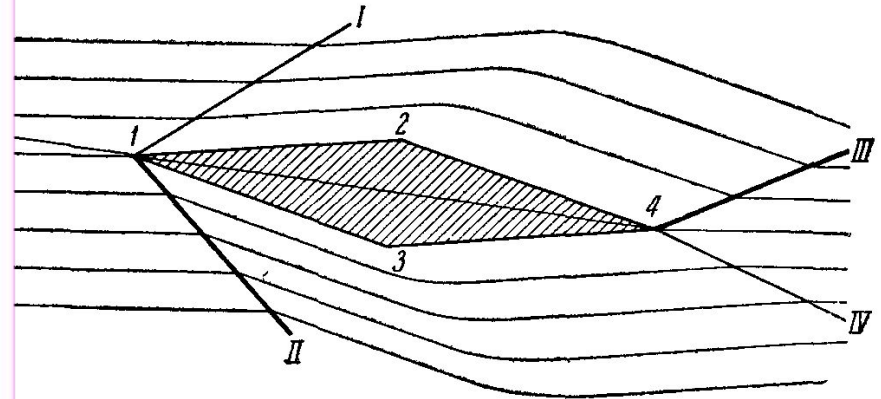
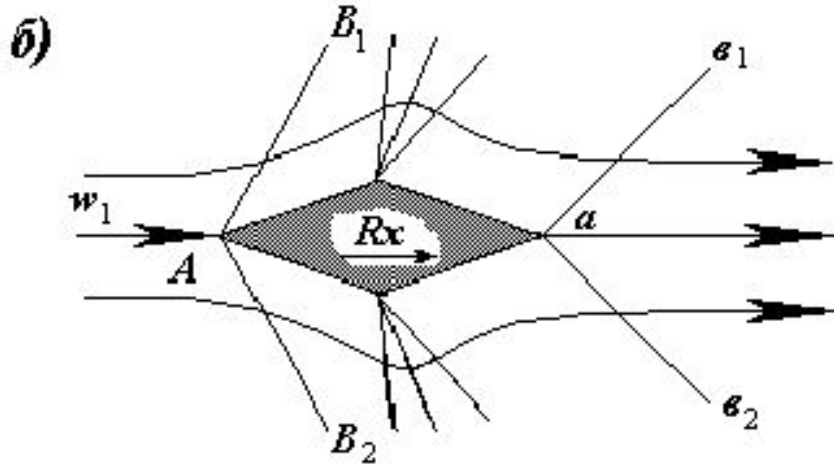
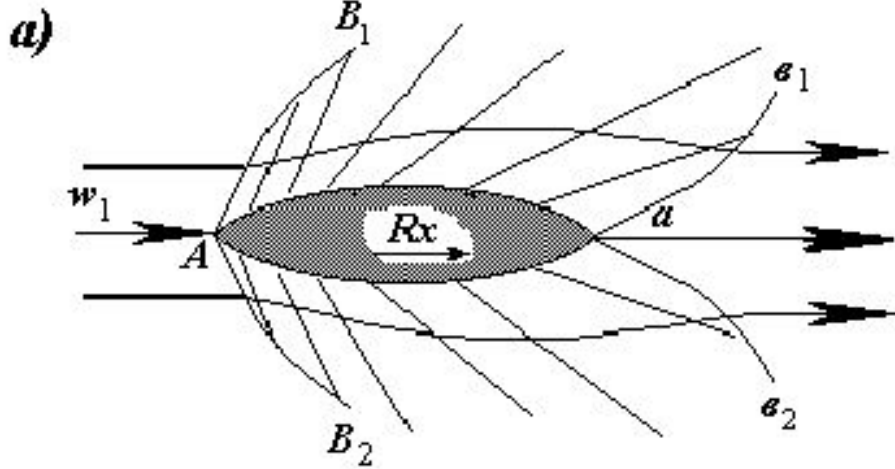


Суперкритический профиль

При трансзвуковой скорости $M=0.7$ на профиле возникают локальные сверхзвуковые зоны.



Сверхзвуковой профиль



07. Сверхзвуковое обтекание крыла ромбовидного профиля:
а — линии обтекания (без учета пограничного слоя); б — распределение давления

Ламинарные профиля

При дозвуковом обтекании основное сопротивление создает трение воздуха о поверхность крыла

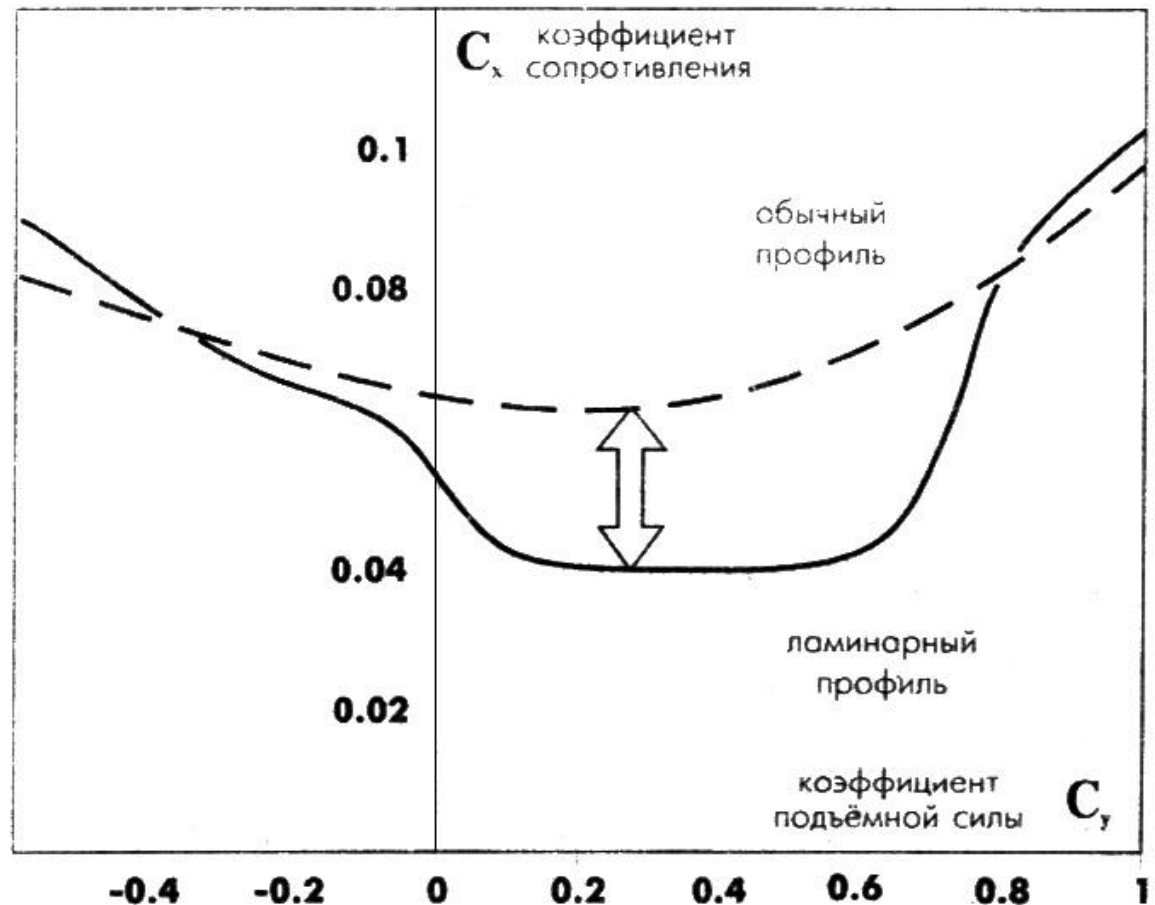
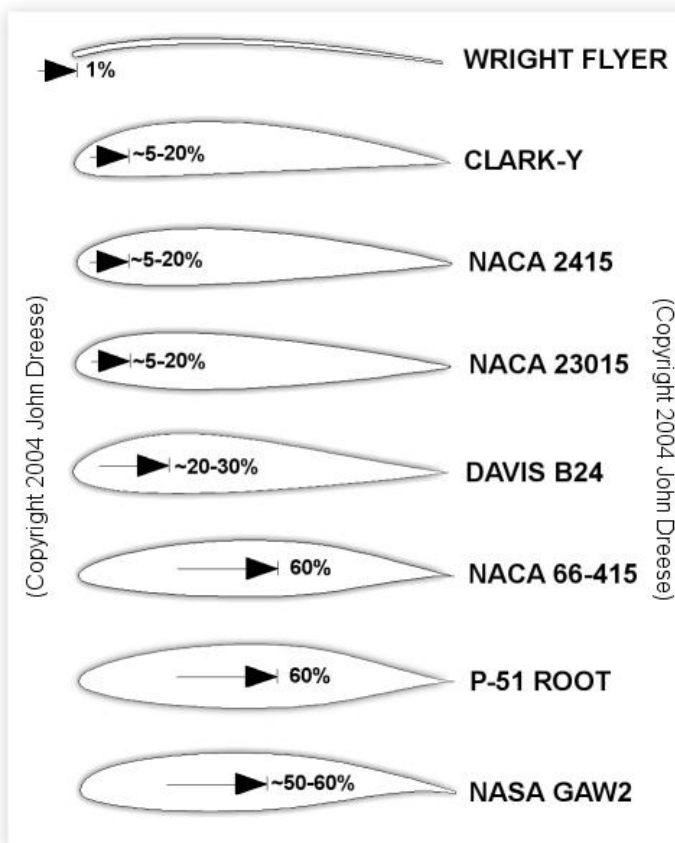
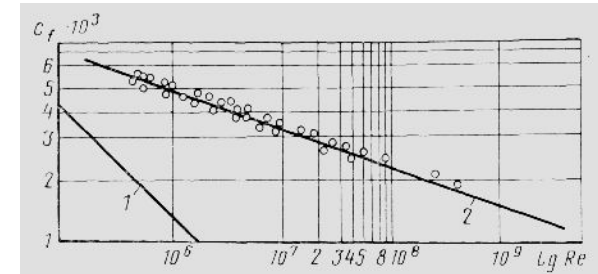
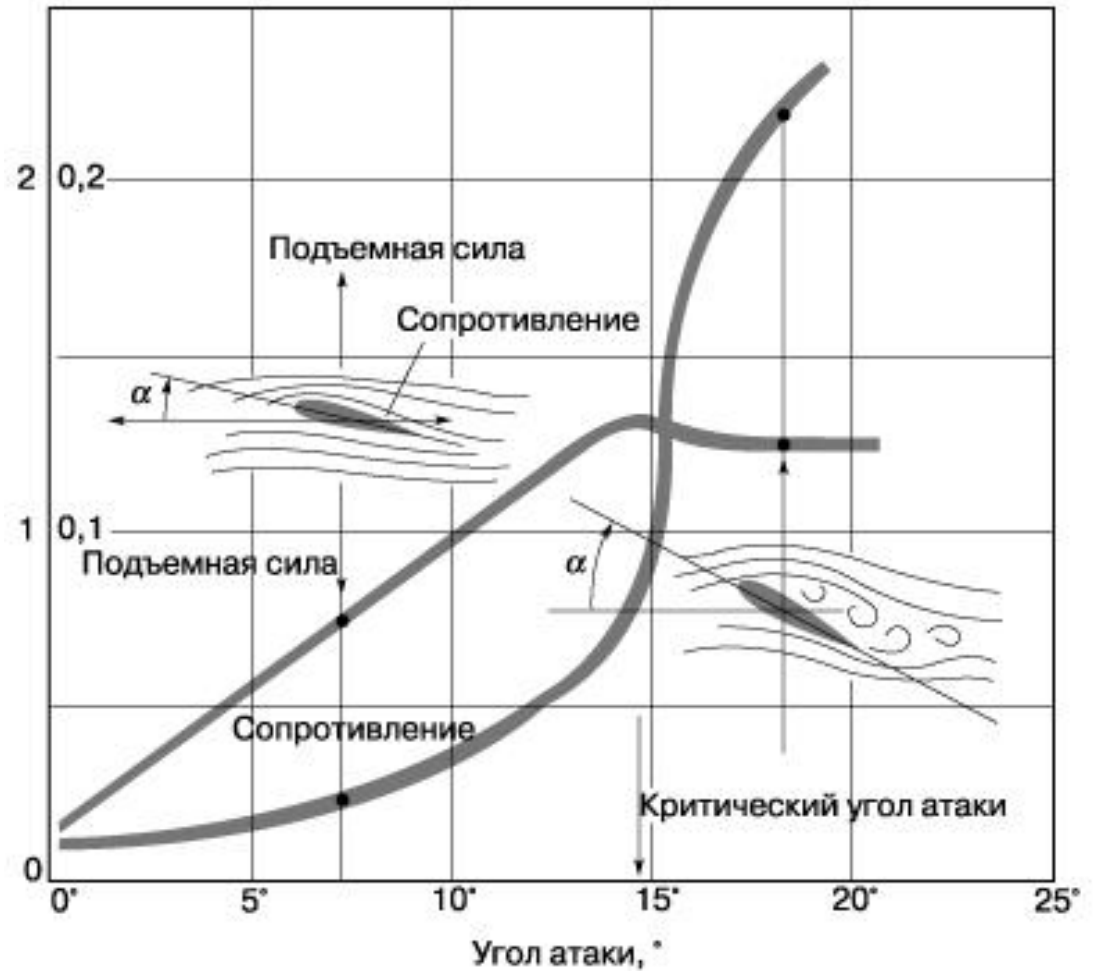
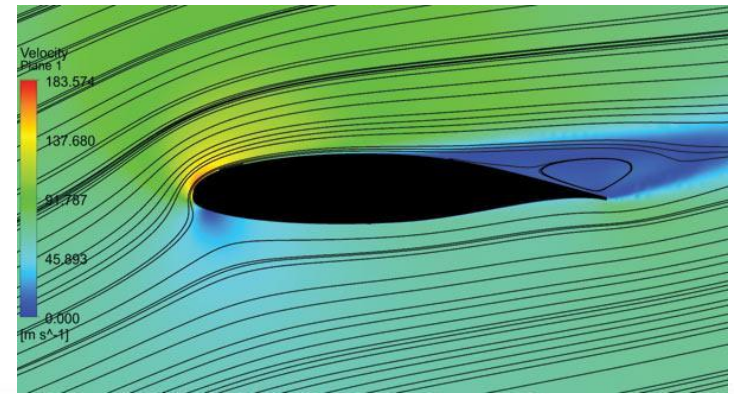
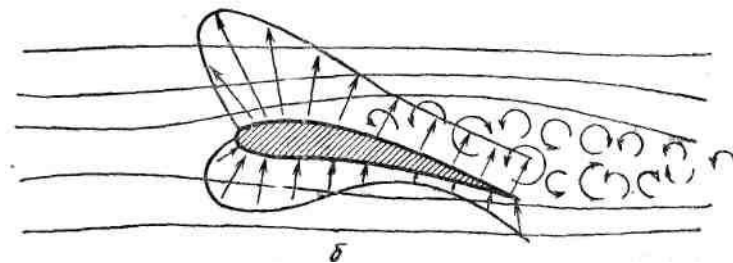
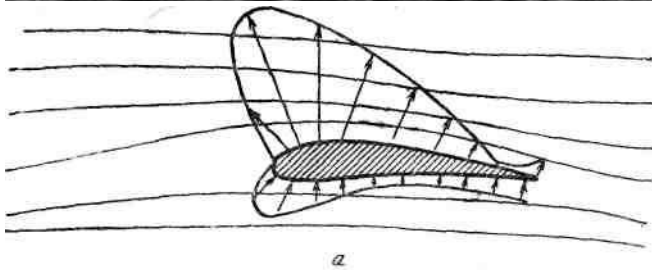
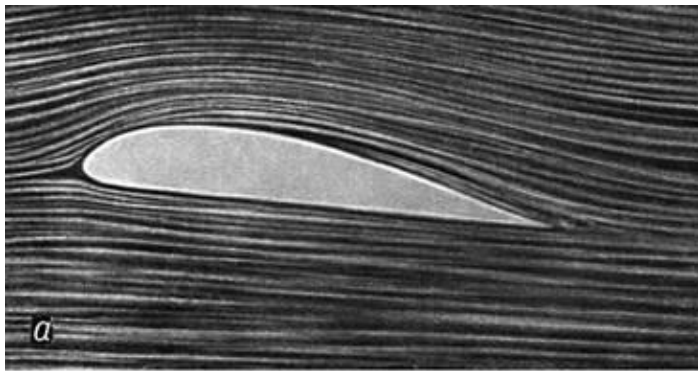
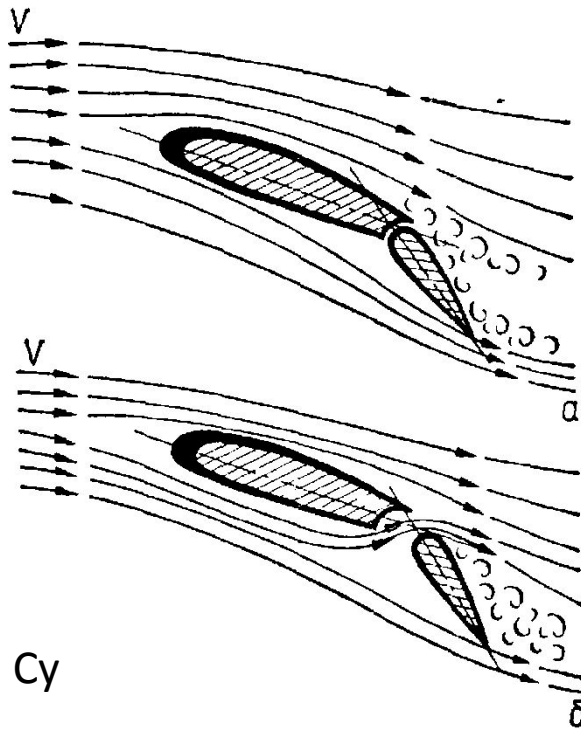


FIGURE 2: Extent of laminar flow on some famous airfoils.

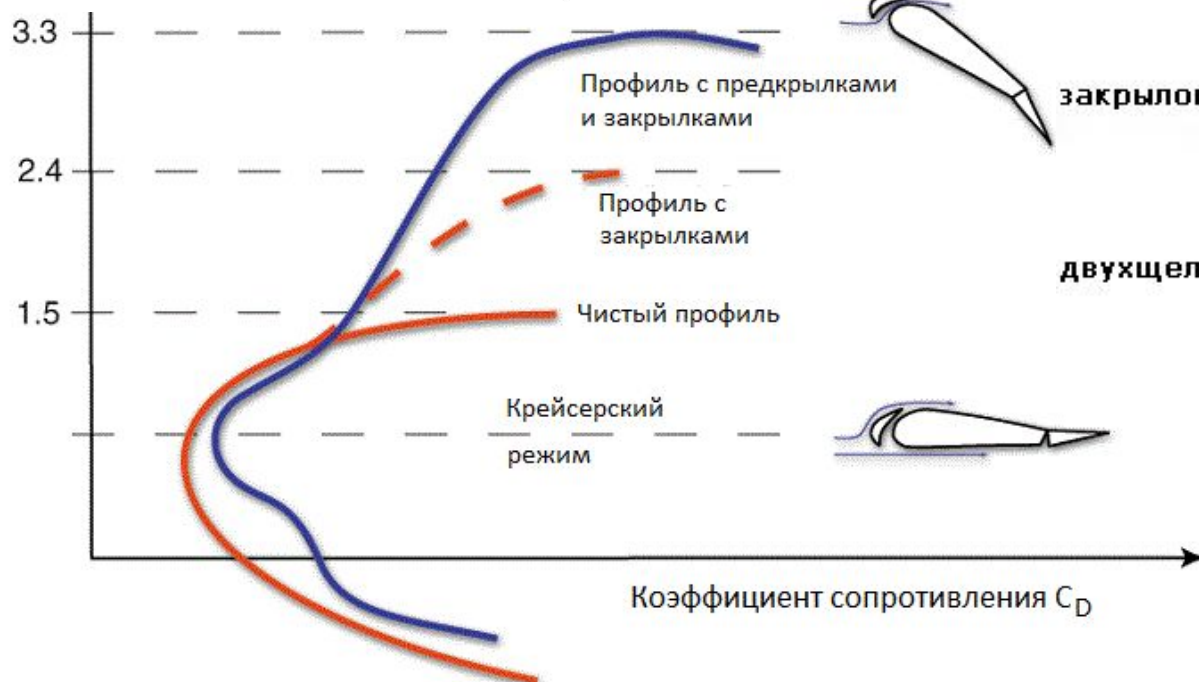
Отрыв потока



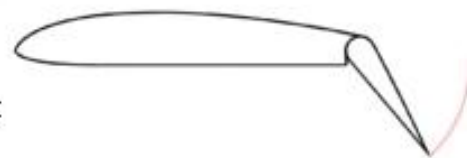
Механизация крыла



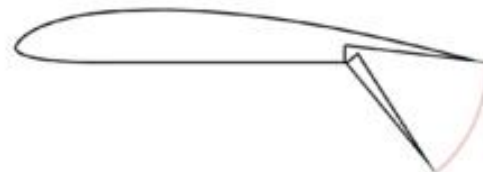
C_y



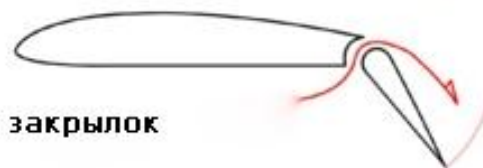
закрылок



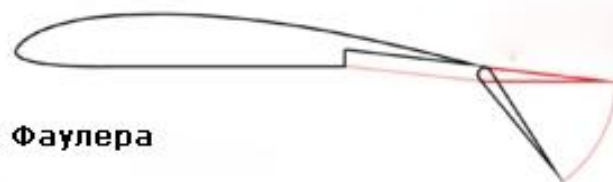
щиток



щелевой закрылок



закрылок Фаулера



двухщелевой закрылок Фаулера



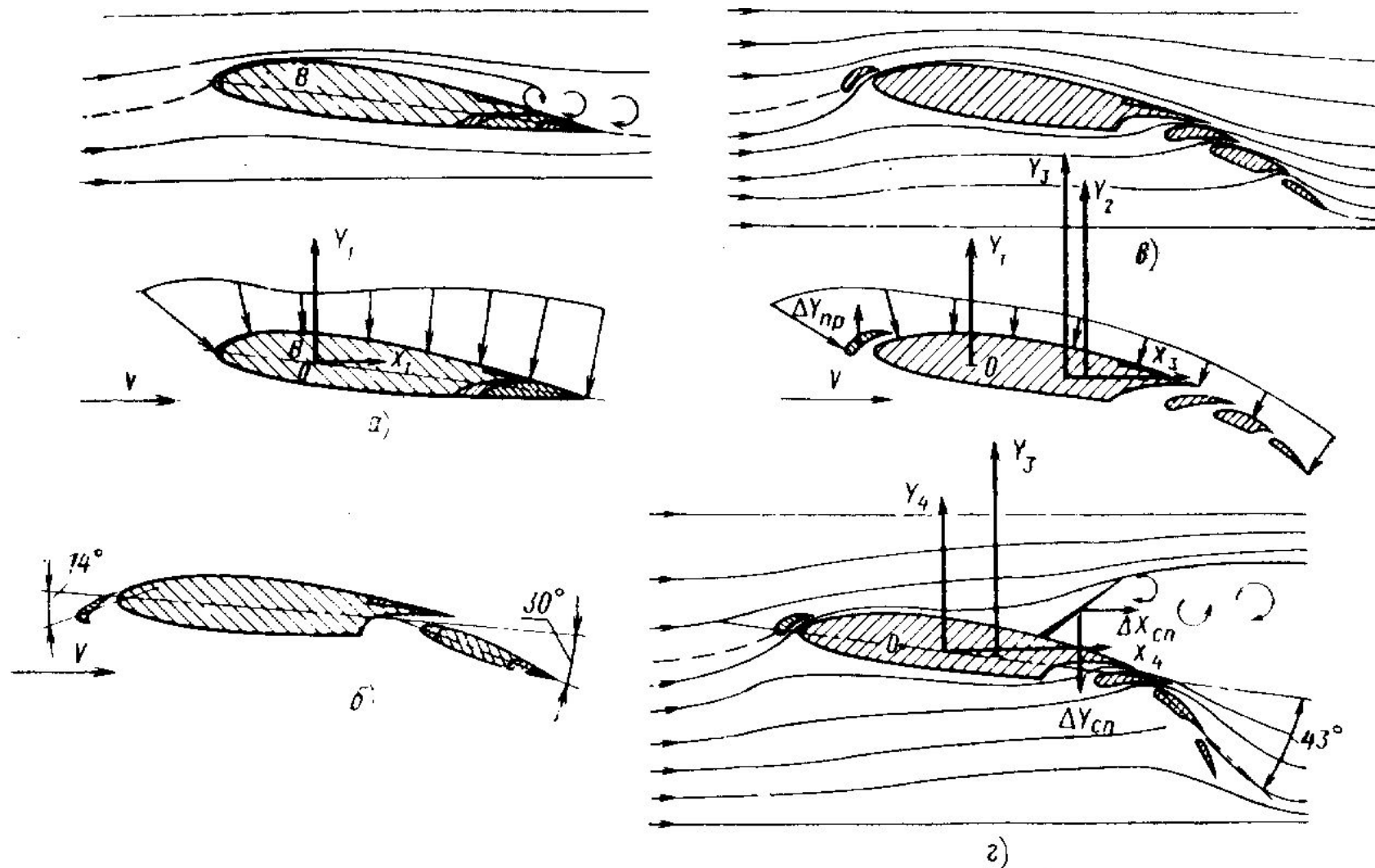
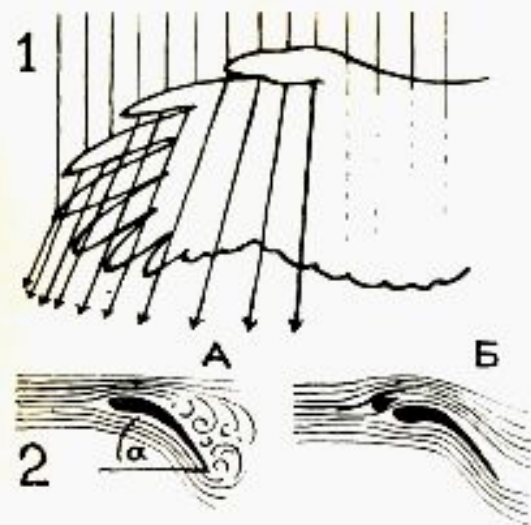


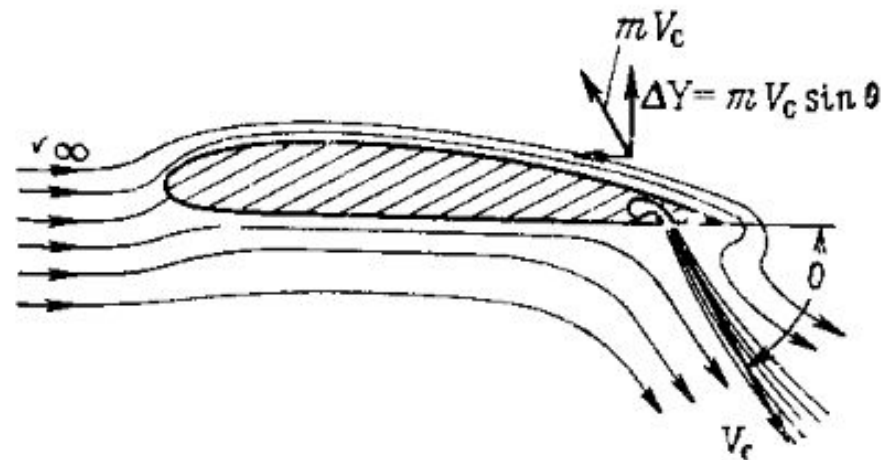
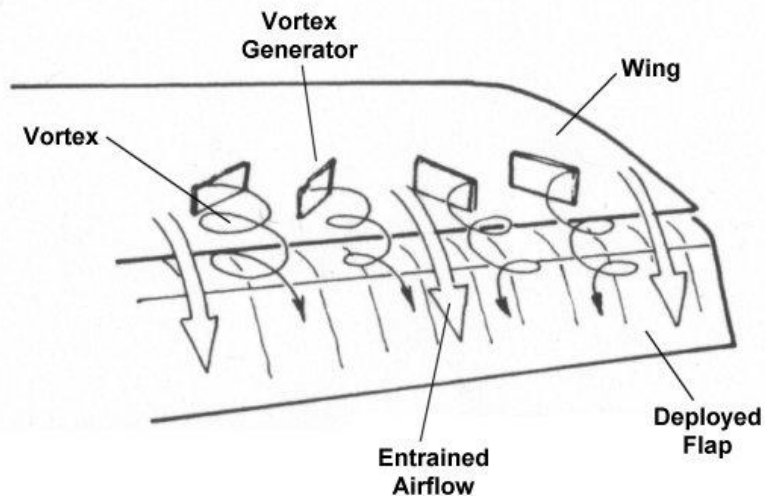
Рис. 8. Картина обтекания, распределение давления по профилю и аэродинамические силы крыла на больших углах атаки:

а—с убранной механизацией крыла; б—при $\delta_3=30^\circ$ и $\delta_{np}=14^\circ$; в—при $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{np}=25^\circ$; г—при $\delta_3=43^\circ$; $\delta_{np}=25^\circ$; $\delta_{т.щ}=40^\circ$; $\delta_{сп}=20^\circ$

Повышение АХ



1. Обтекание крыла воздухом (вид сверху)
2. Работа «крылышка» при больших углах атаки (α)
 - А — «крылышко» прижато (возникают вихри)
 - Б — «крылышко» отведено (вихри исчезают)



Скос потока

