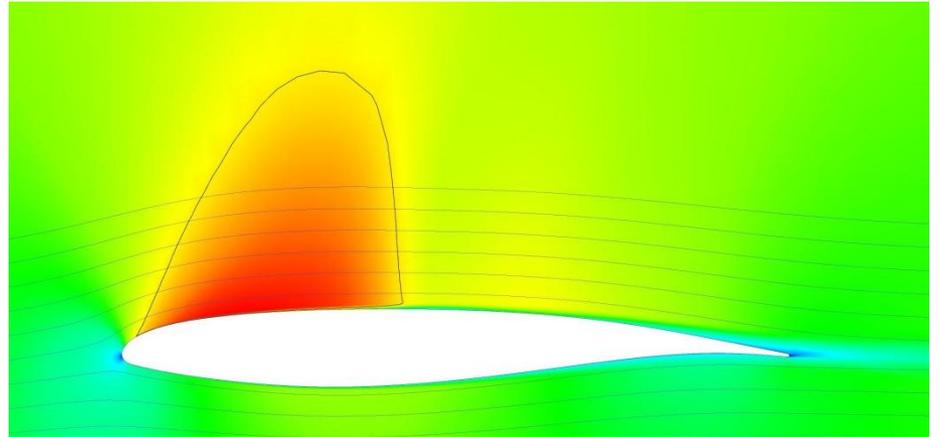
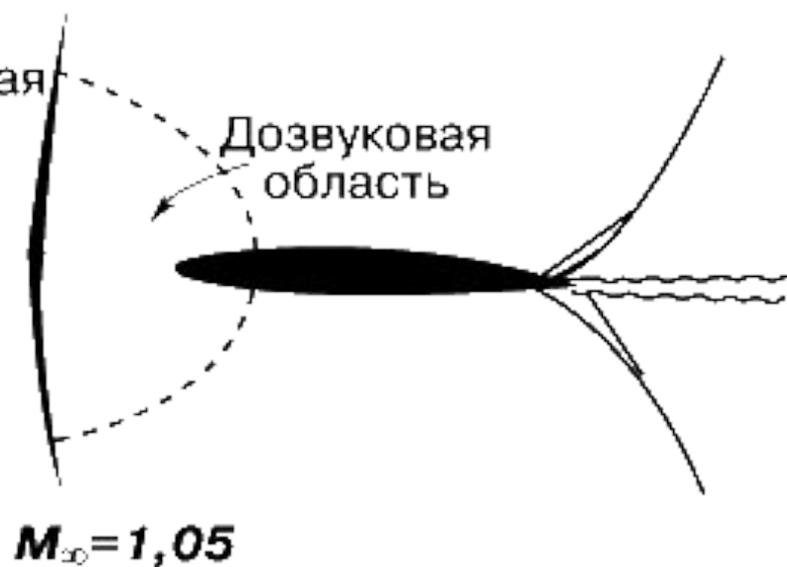
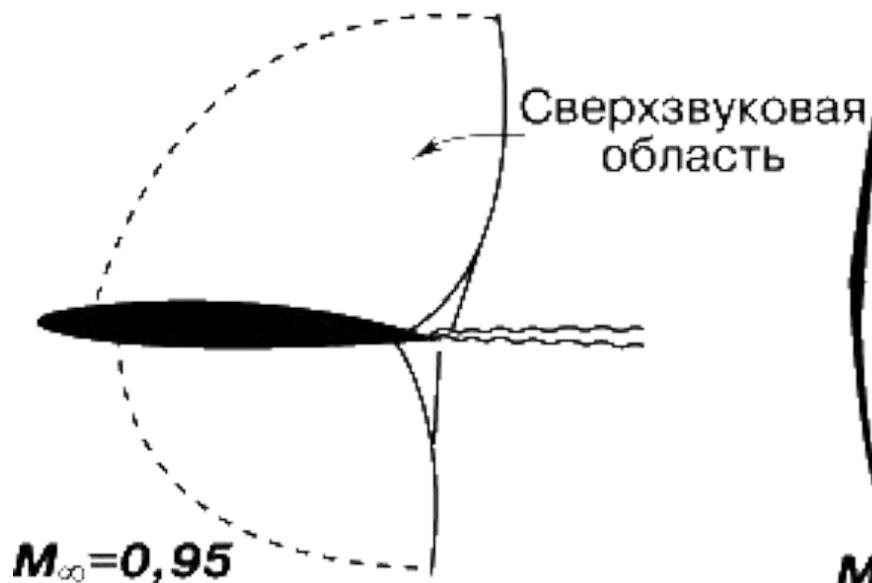
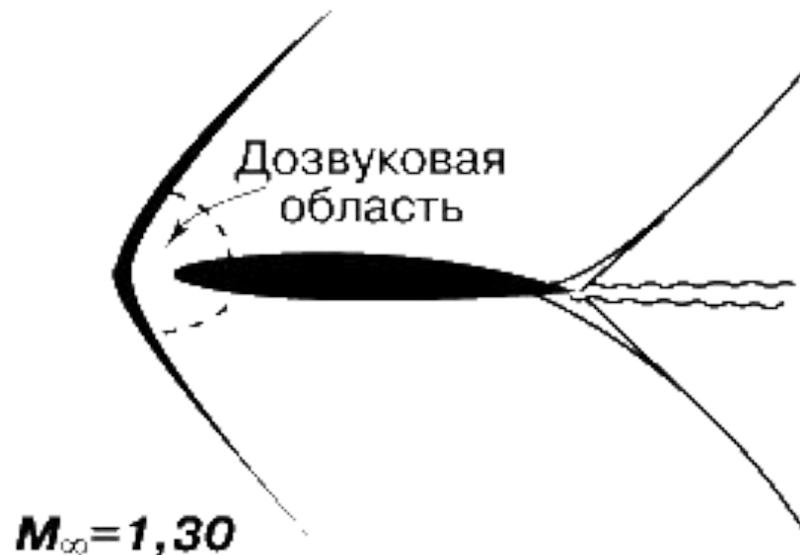
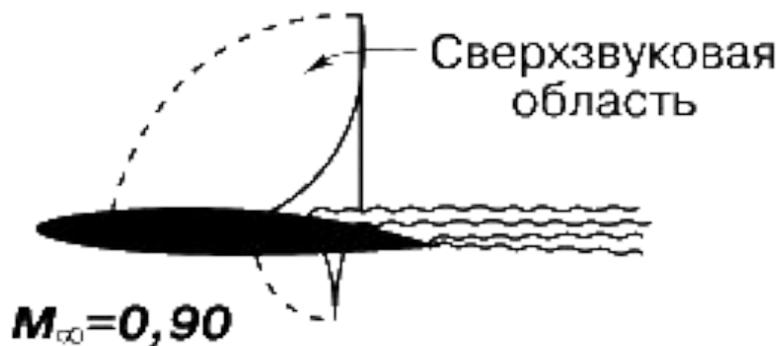
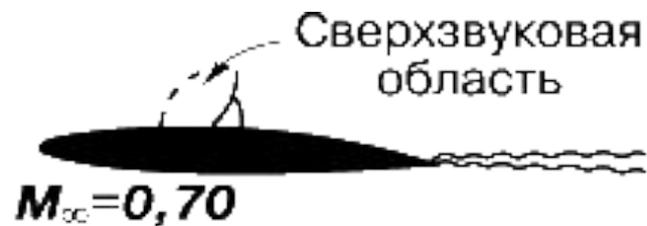


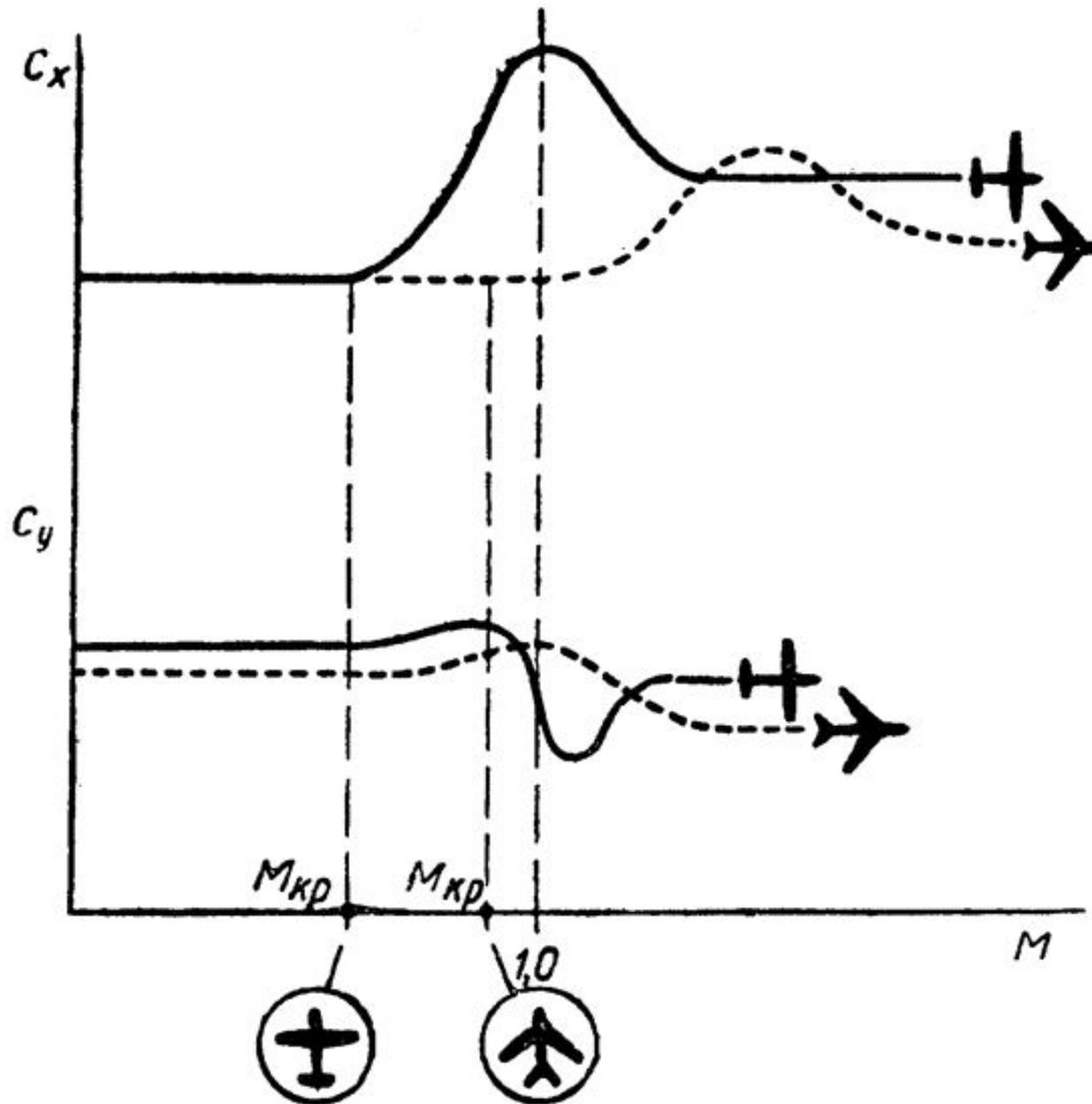
Стреловидное крыло



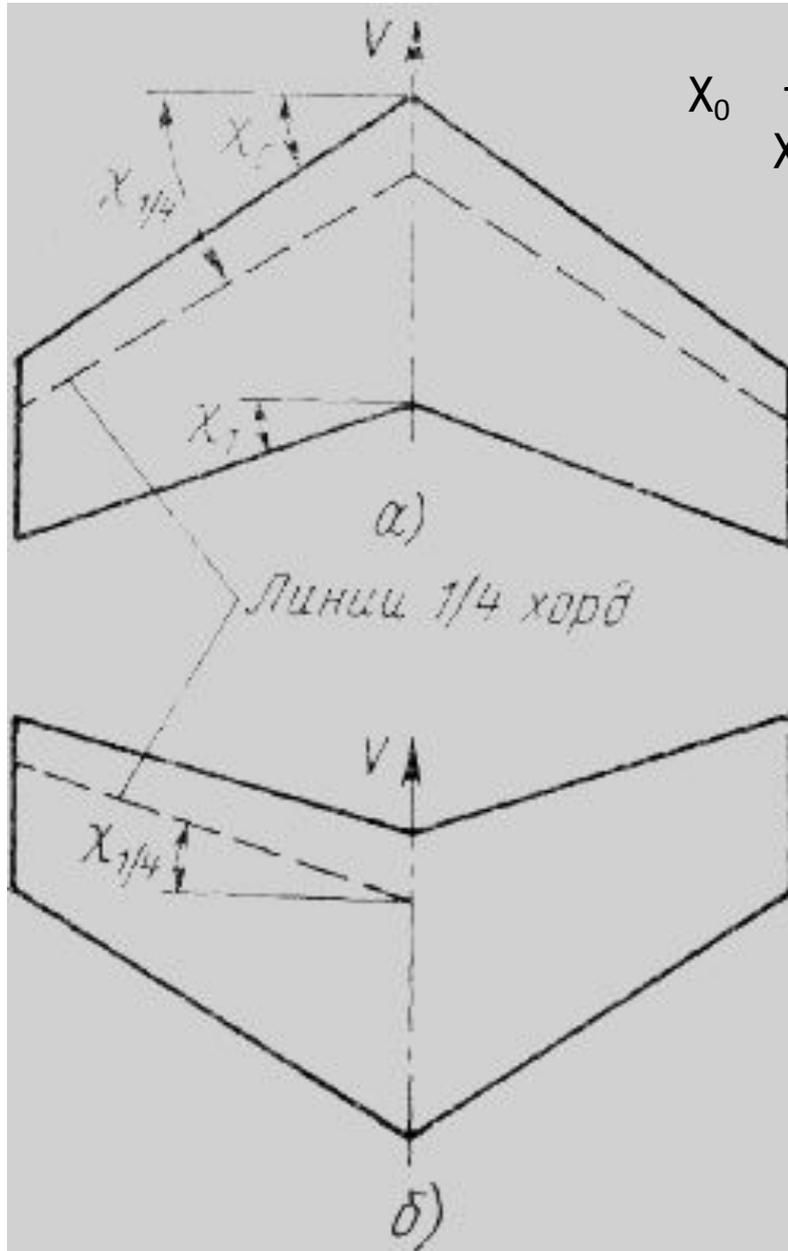
Влияние скорости на обтекание профиля



АХ стреловидных крыльев



Геометрические характеристики



X_0 – стреловидность по передней кромке

X_c – по линии максимальной толщины

$X_{1/4}$ – по линии фокусов

$X_{1/2}$ – по середине хорд

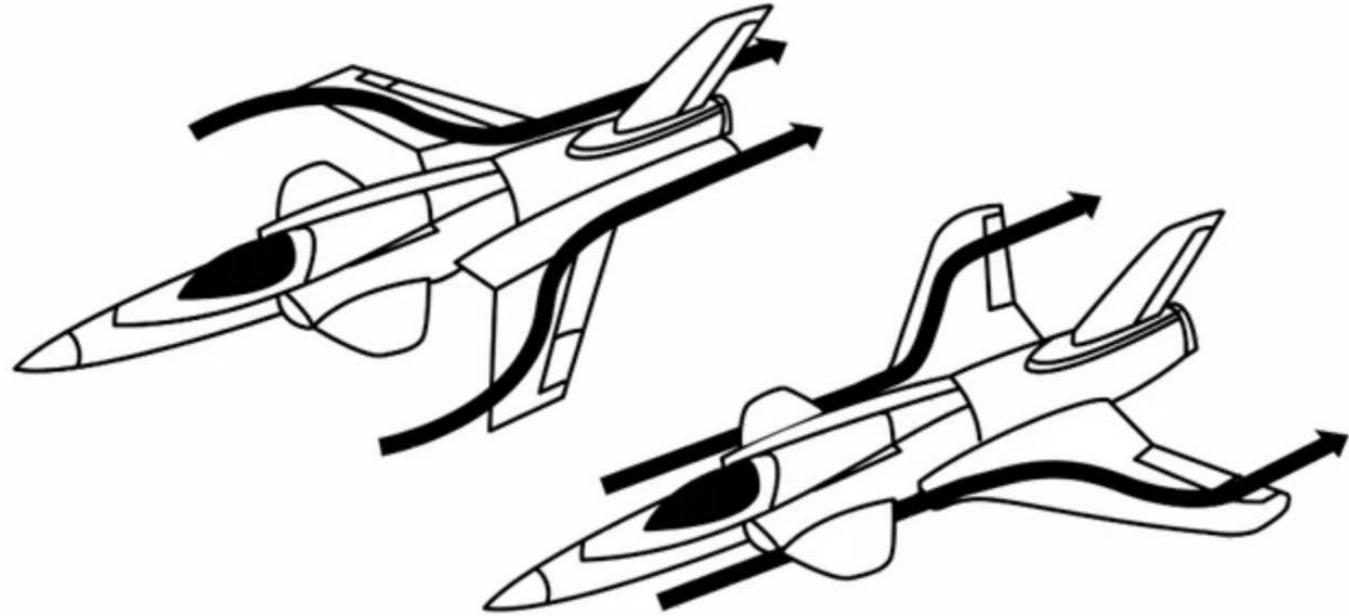
X_1 – по задней кромке

Стреловидность крыла, как правило, бывает прямой

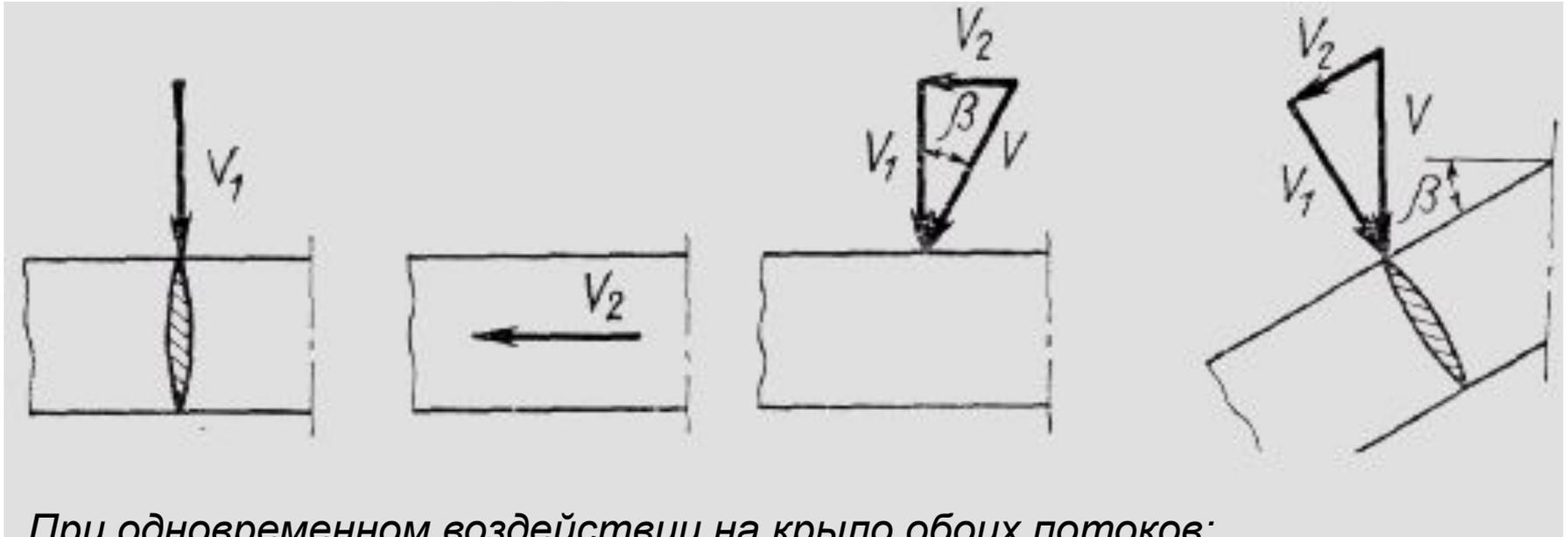
При обратной стреловидности концы крыла вынесены вперед по направлению полета (угол χ при этом считается отрицательным)



Обратная стреловидность



Эффект скольжения

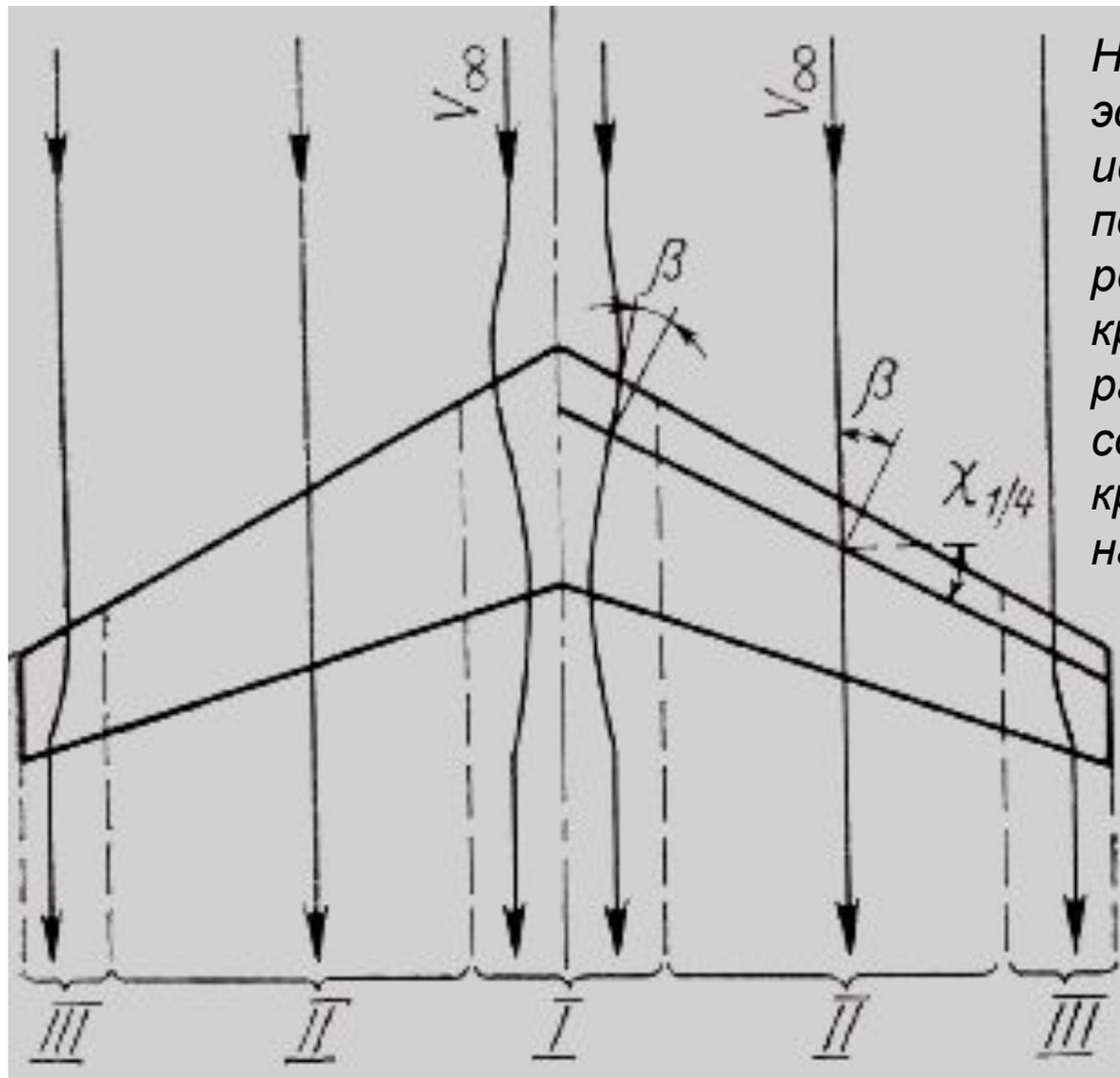


При одновременном воздействии на крыло обоих потоков: продольного и поперечного, результирующая скорость $\mathbf{V} = \mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_2$ направлена к плоскости симметрии крыла под некоторым углом β , называемым углом скольжения.

Картина обтекания не изменится, если крыло повернуто на угол β . Таким образом, обтекание скользящего крыла эквивалентно косому обтеканию цилиндрического крыла. Нормальная и касательная составляющие скорости: $V_1 = V \cos \beta$ $V_2 = V \sin \beta$

При одинаковой скорости набегающего потока скорость, перпендикулярная к передней кромке, в случае скользящего крыла меньше соответствующей скорости прямого крыла $M_{кр.ск.} = M_{кр.пр.} / \cos \beta$

Схема потока, обтекающего стреловидное крыло

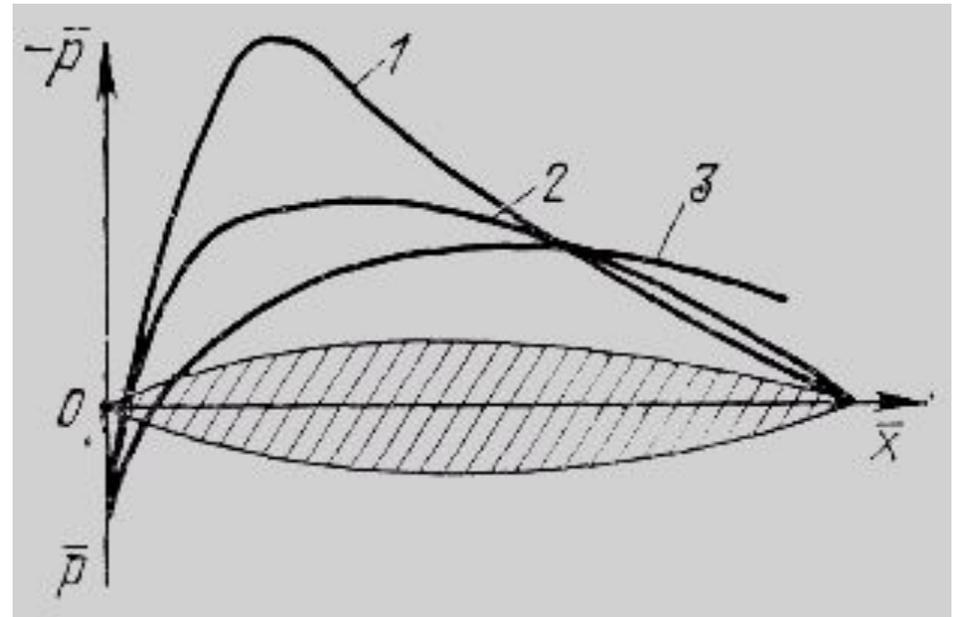
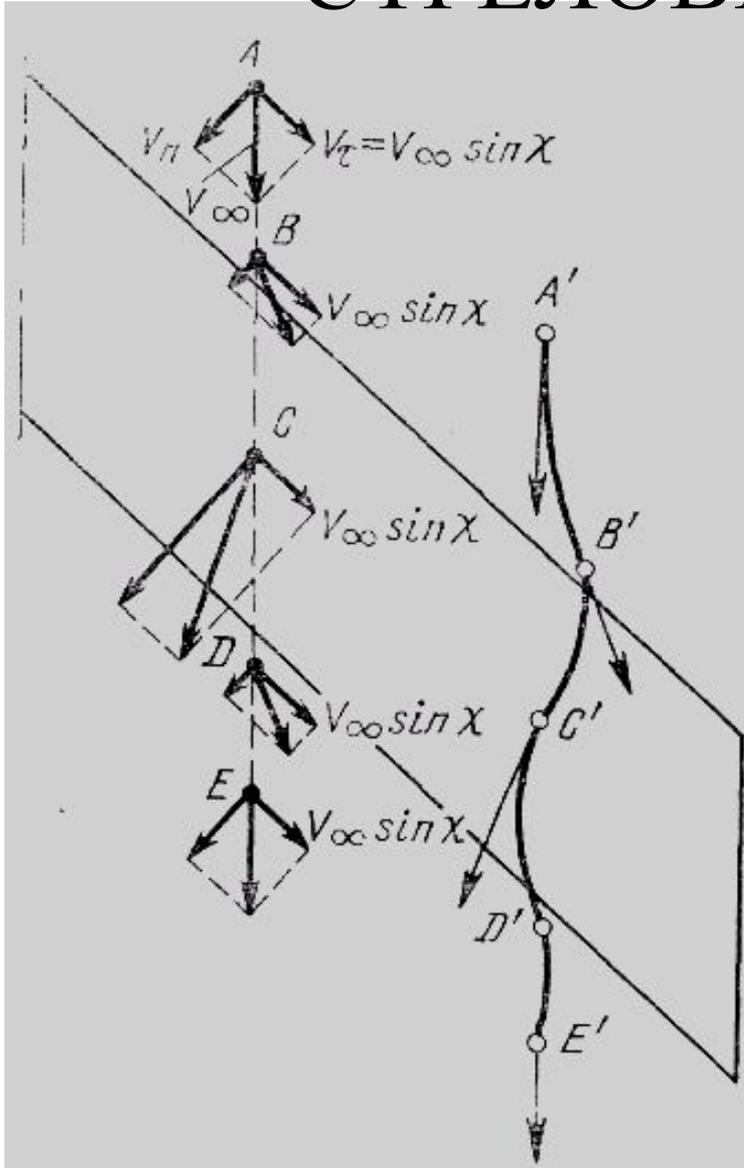


На стреловидных крыльях эффект скольжения используется не полностью, поскольку реальные стреловидные крылья имеют конечный размах, в местах сопряжения двух половин крыла эффект скольжения нарушается.

Среднее значение
эффективного числа
 M

$$\frac{M_\infty + M_\infty \cos \chi}{2} = M_\infty \left(\frac{1 + \cos \chi}{2} \right)$$

ФИЗИЧЕСКАЯ КАРТИНА ОБТЕКАНИЯ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА



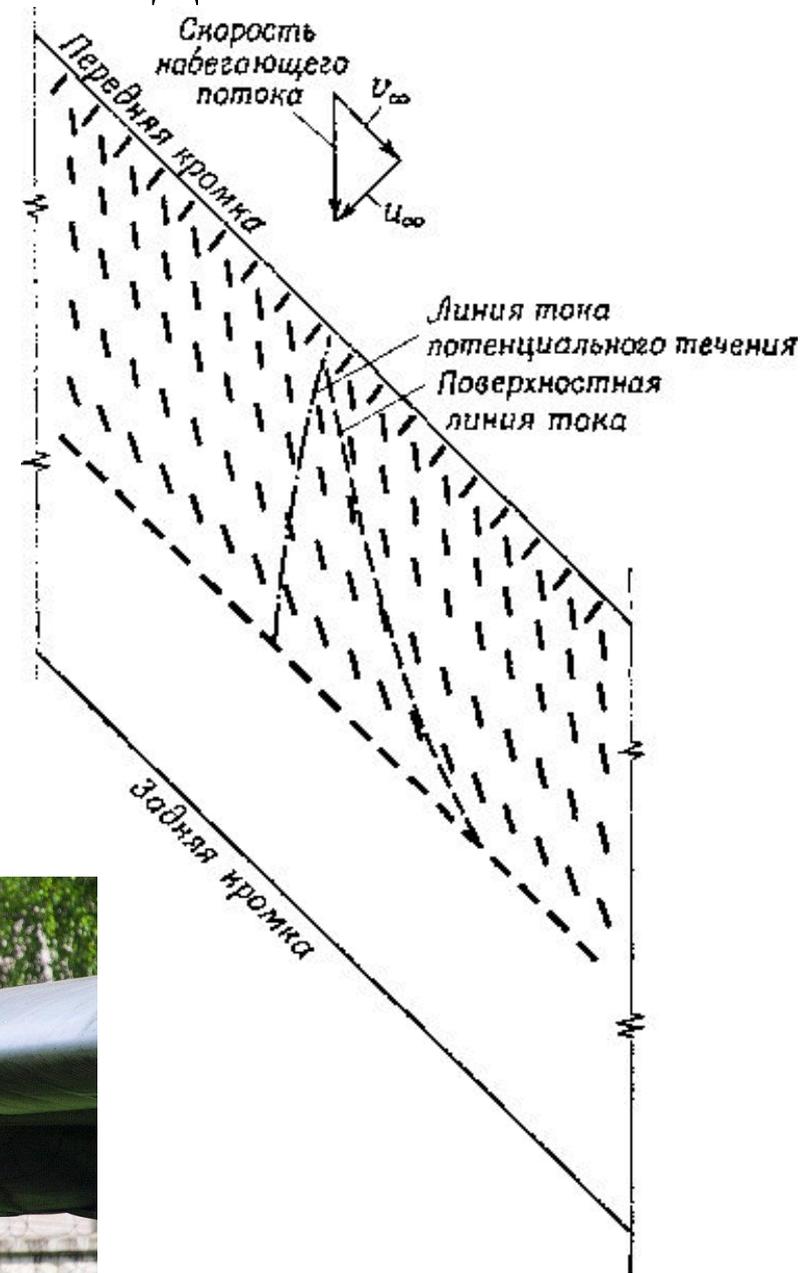
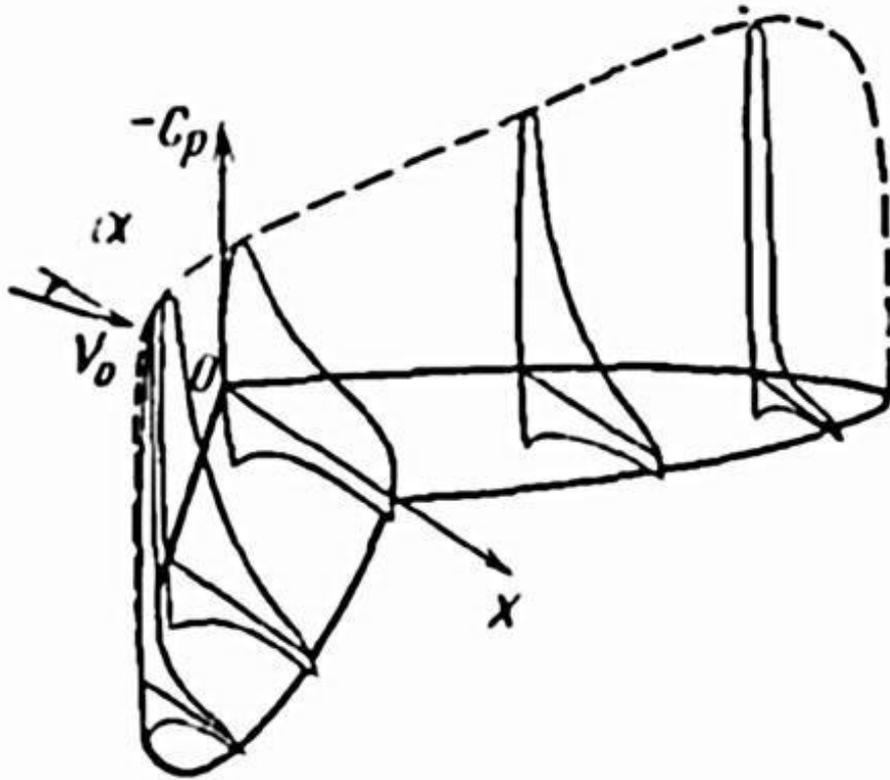
Распределение давления в разных сечениях стреловидного крыла (по потоку):

1 — в конечном сечении;

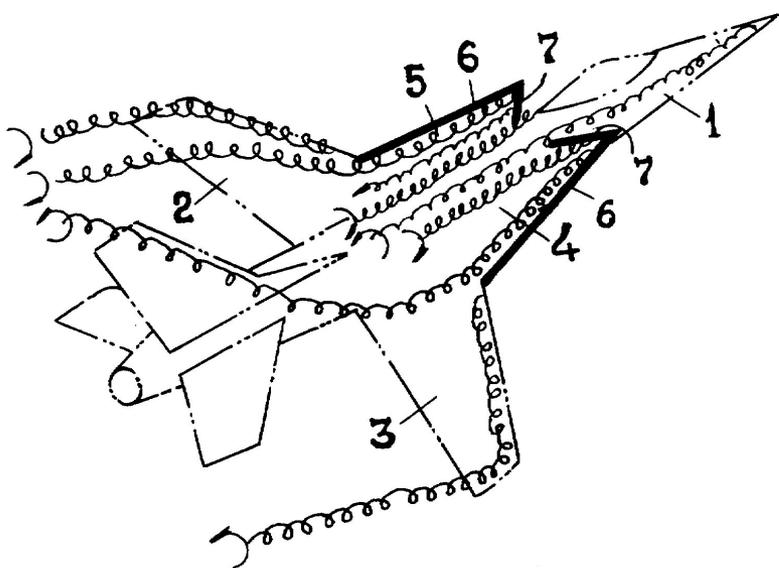
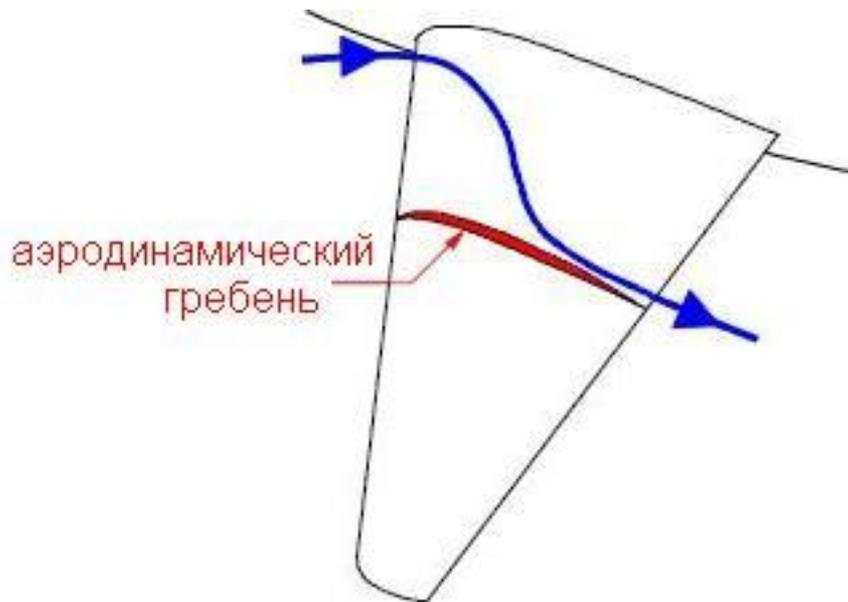
2 — середина полуразмаха;

3 — в корневом сечении.

Неравномерность давления



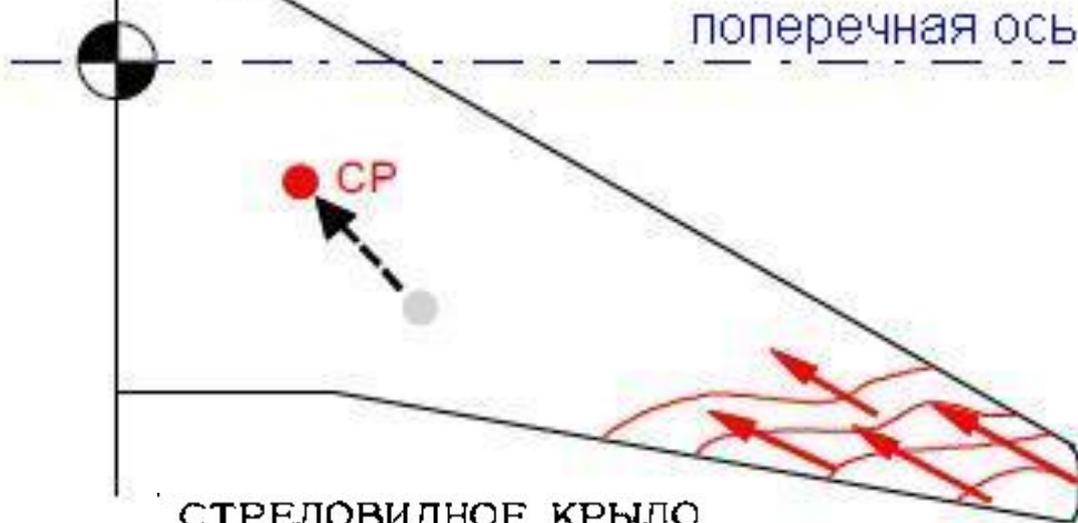
Аэродинамические гребни



Фиг. 1



Влияние неравномерности распределения давления



разрежение на концах крыльев приводит к смещению пограничного слоя к законцовкам крыла

центр давления смещается вперёд, создавая дестабилизирующий момент на кабрирование

СТРЕЛОВИДНОЕ КРЫЛО
ЗОНА СРЫВА ПОТОКА

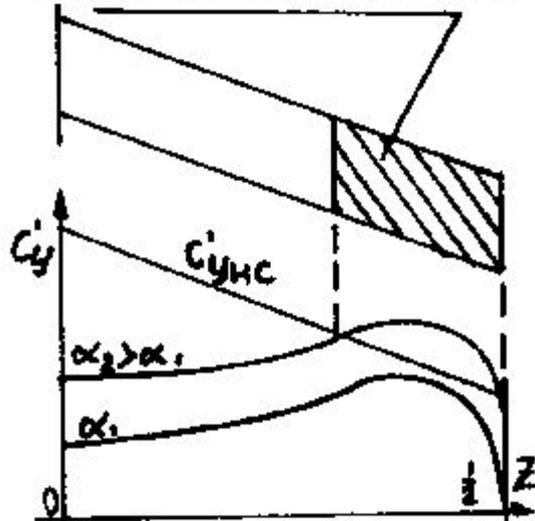
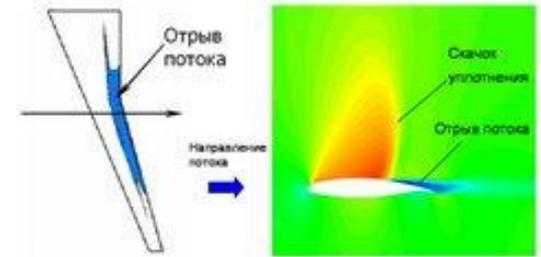
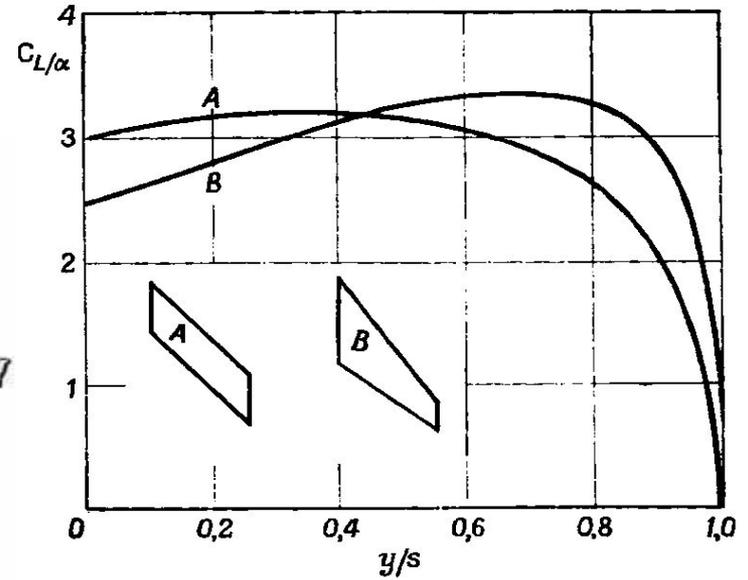
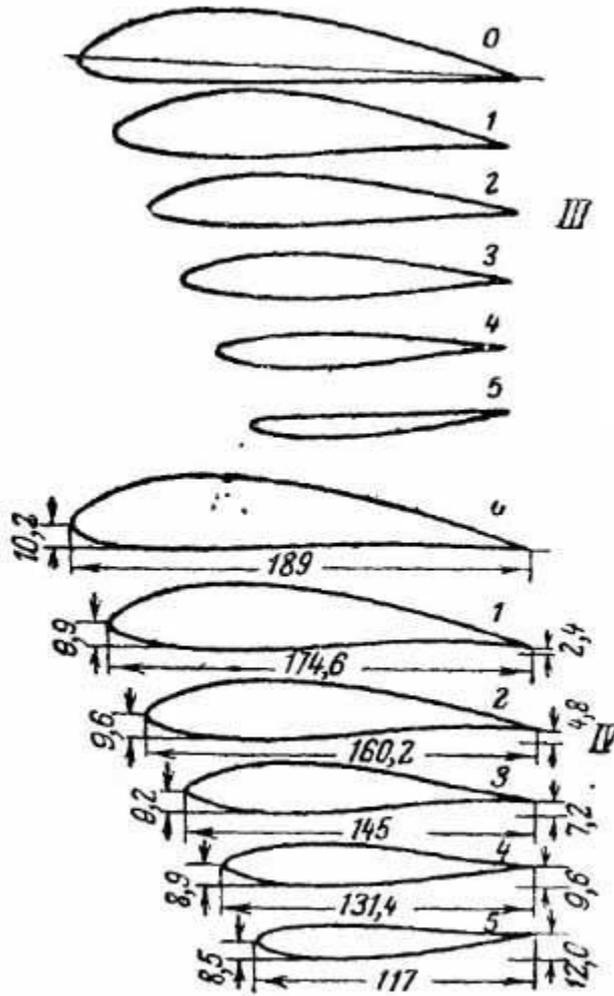
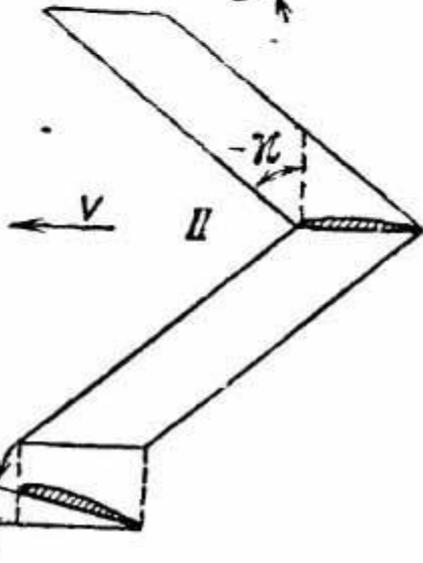
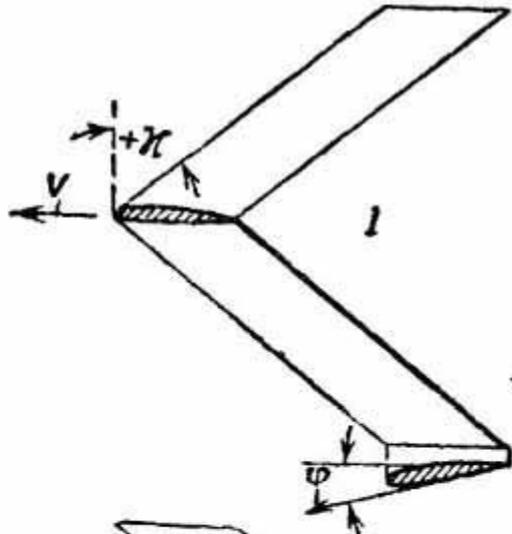
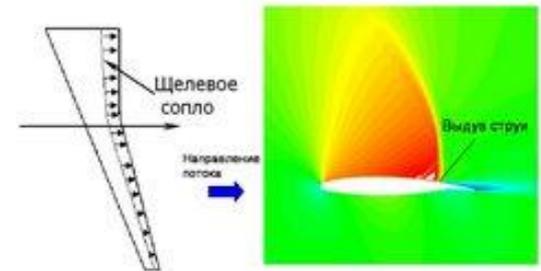


РИС.4

Повышение АХ крыла

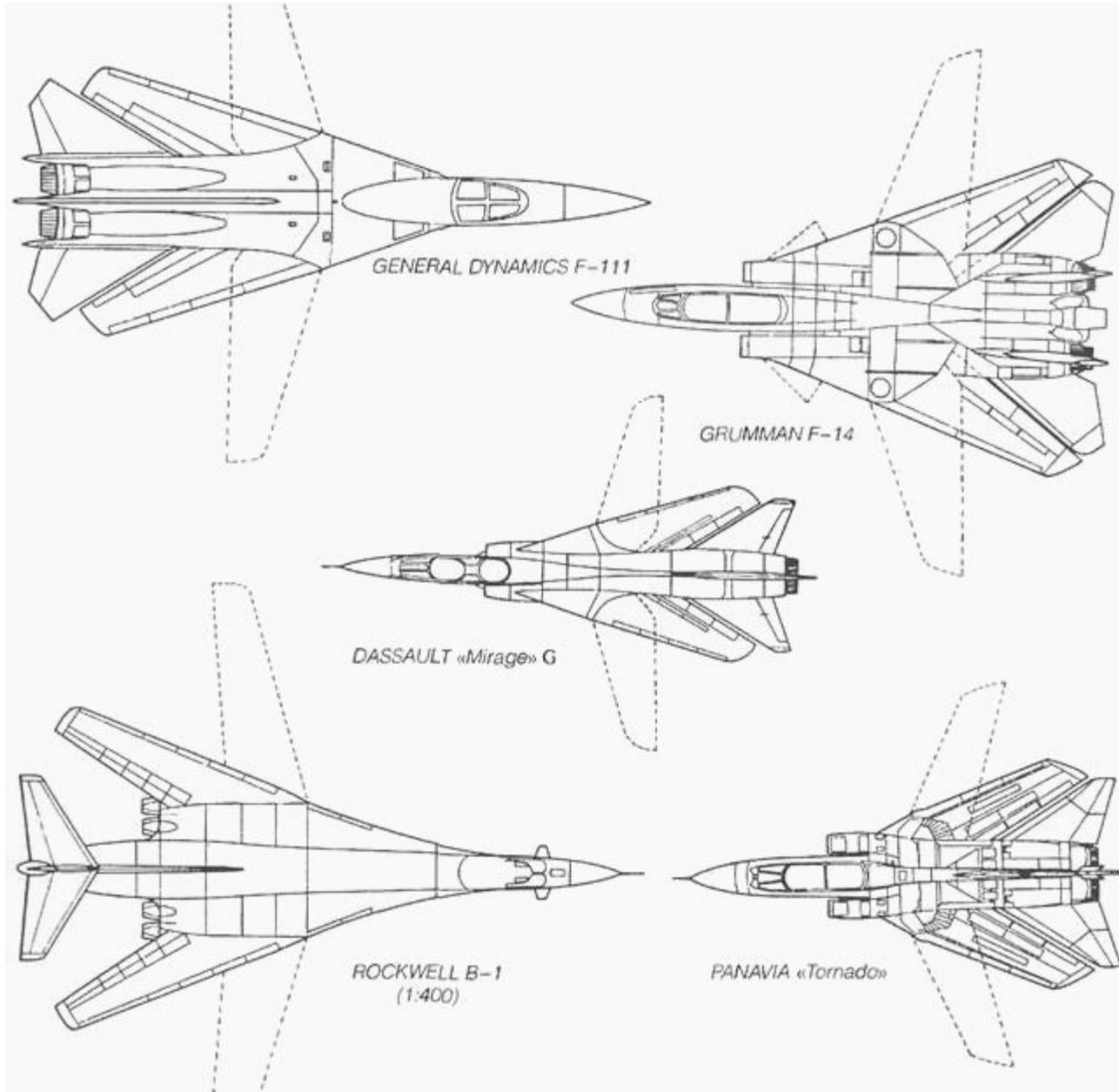


а) без выдува

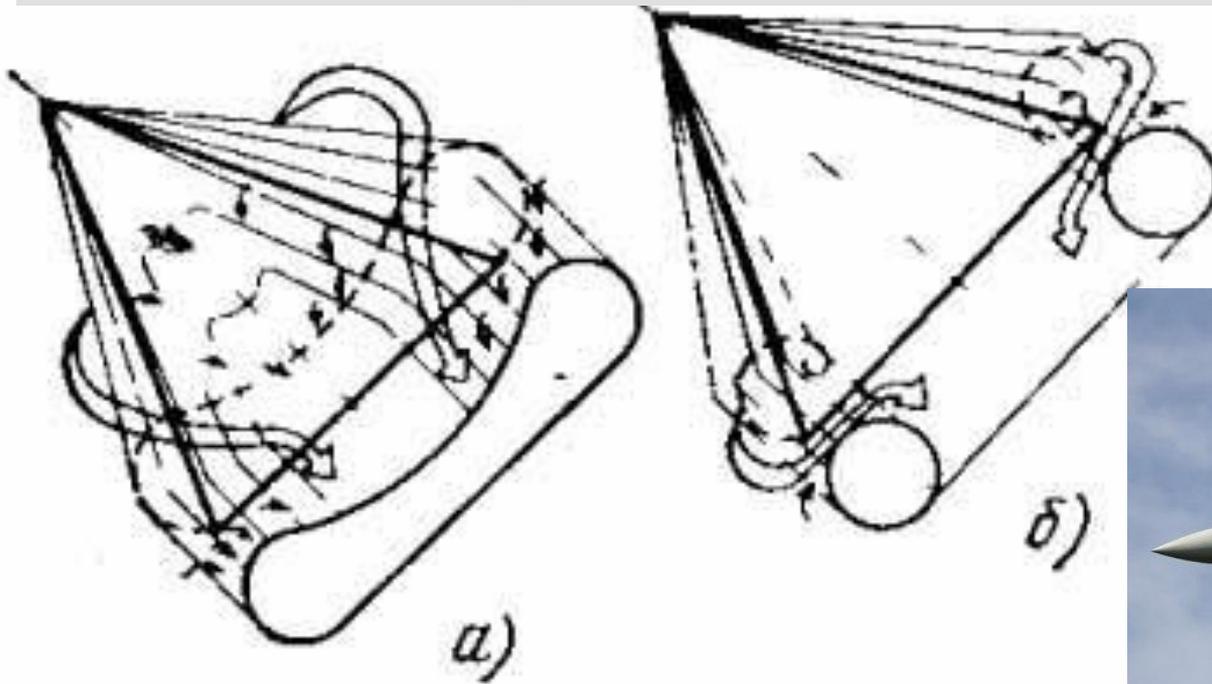
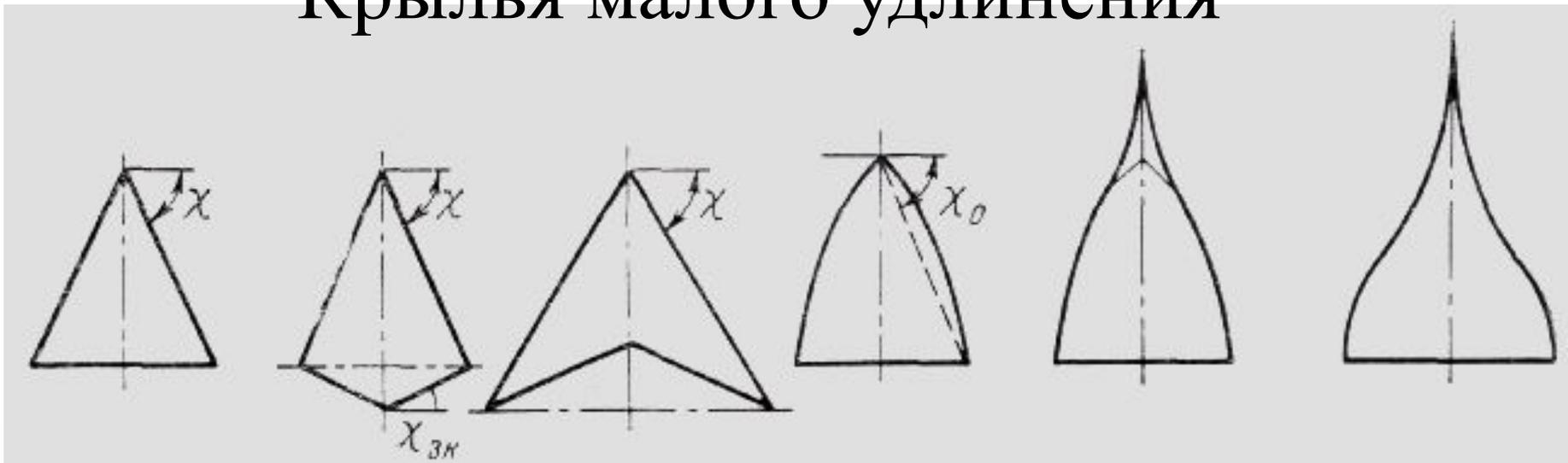


б) с выдувом

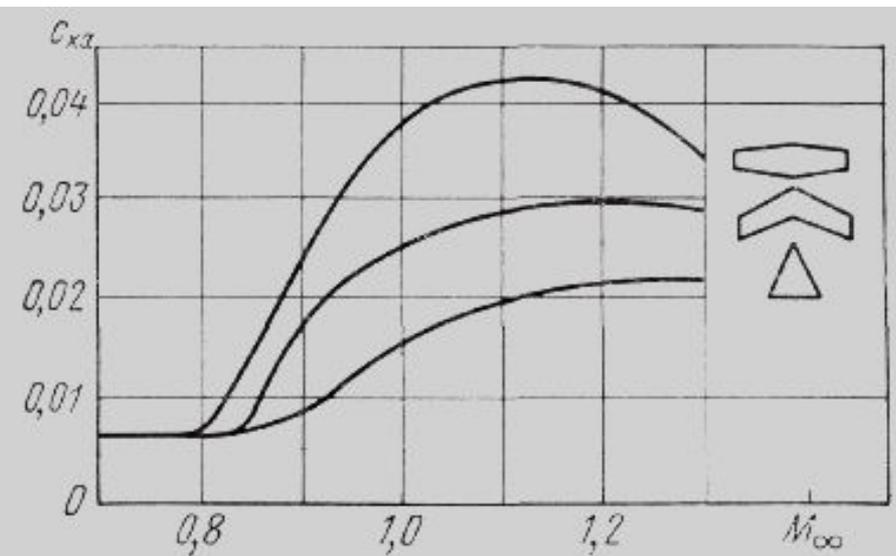
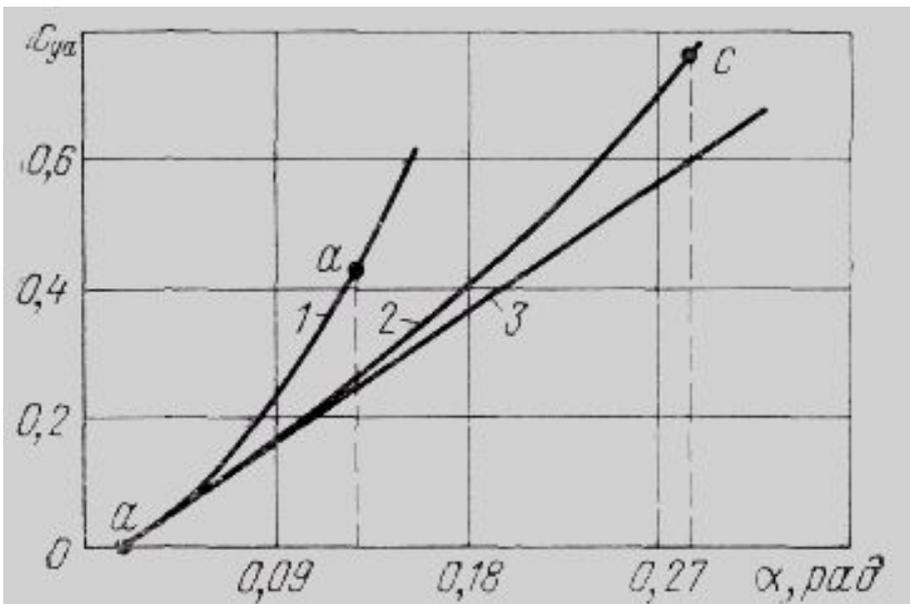
Изменяемая стреловидность



Крылья малого удлинения

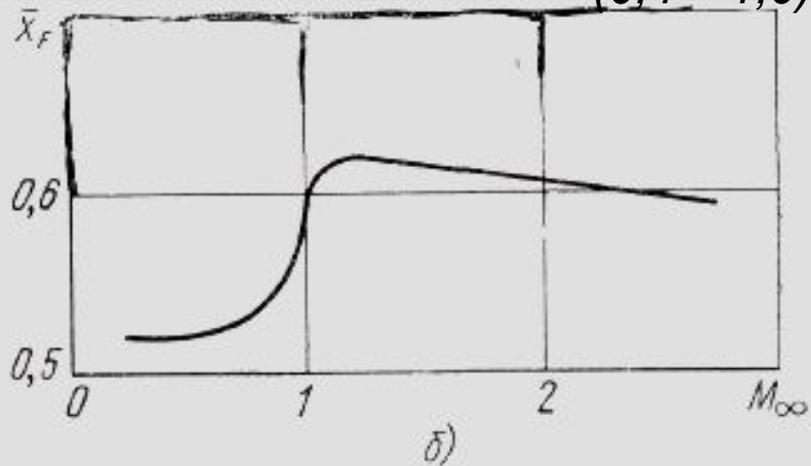
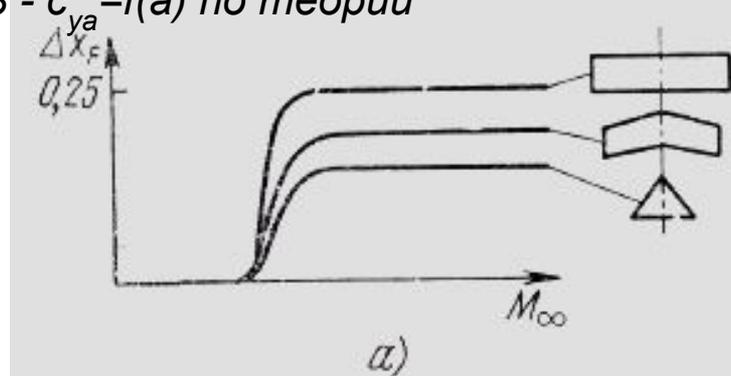


АХ крыльев



$$C_{x_i} = \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) \quad \text{для } \Delta\text{-крыльев } \delta \approx (0,4 \div 1,0),$$

- 1-с учетом влияния Земли;
- 2-с учетом вихревой пелены;
- 3 - с $c_a = f(\alpha)$ по теории



Примеры крыльев



© Paul Johnson / Flightline UK 

<http://www.airshows.org.uk>

Экзотика



Решетчатые крылья

