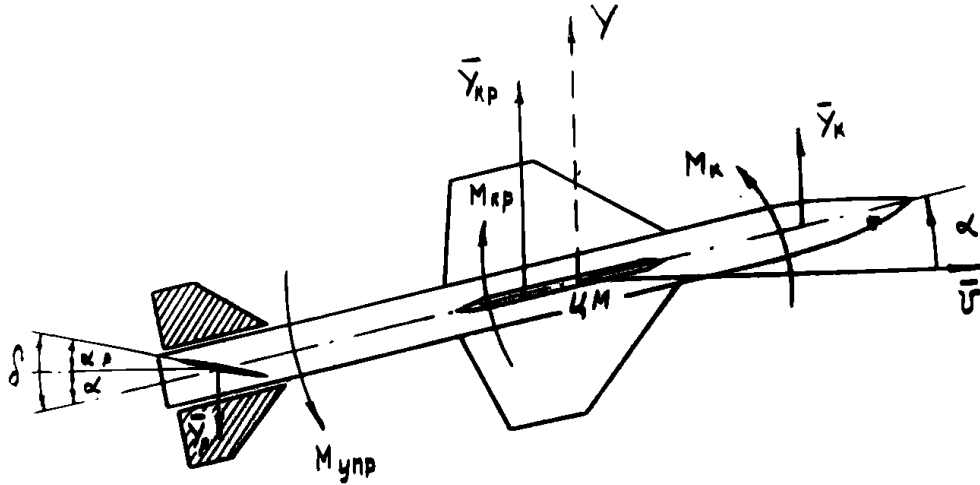


# Нормальная аэродинамическая схема



$\left(\frac{\alpha}{\delta}\right)_{\text{БАЛ}} = k_{\delta}$  -коэффициент балансировочной зависимости

$Y_P$  -подъемная сила руля

$Y_K, Y_{KP}$  -угол атаки руля

$\alpha_p = -\delta + \alpha$  -подъемная сила корпуса и крыла

$Y = Y_{KP} + Y_K - Y_P$  -суммарная подъемная сила

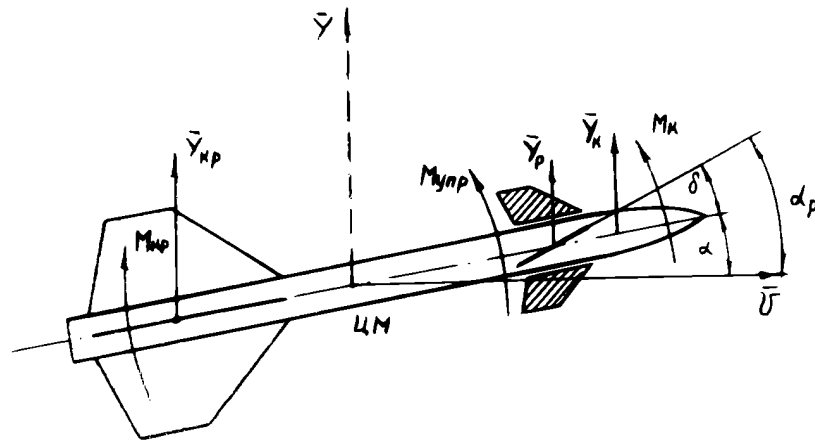


X-55

МИГ-23



# Аэродинамическая схема «Утка»



$$\alpha_p = \alpha + \delta$$

Суммарная подъемная сила:

$$Y = Y_{KP} + Y_K + Y_P$$

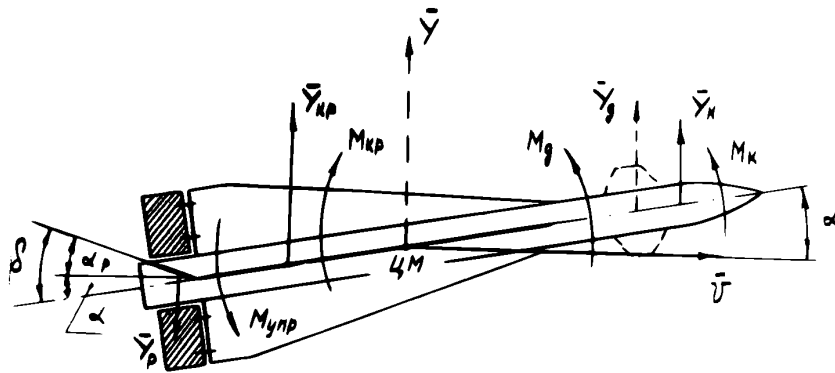
AIM-9L Sidewinder



JAS-39 «Грипен».



# Аэродинамическая схема «Бесхвостка»

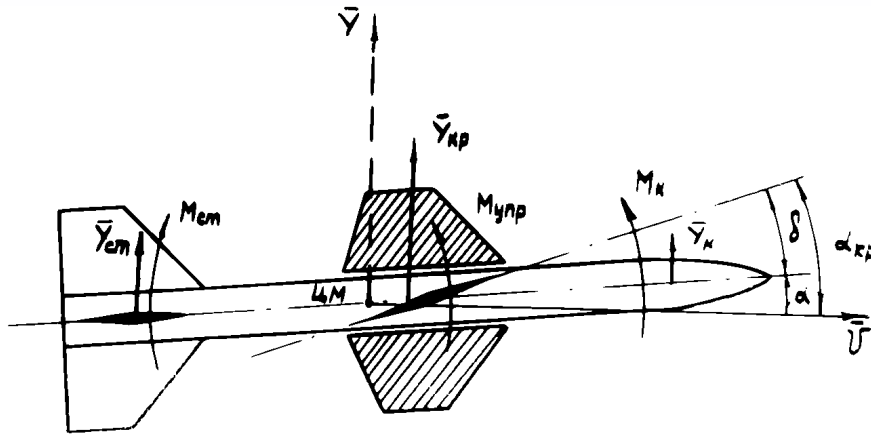


Суммарная подъемная сила:

$$Y = Y_{KP} + Y_K + Y_g - Y_P$$



# Схема с поворотным крылом



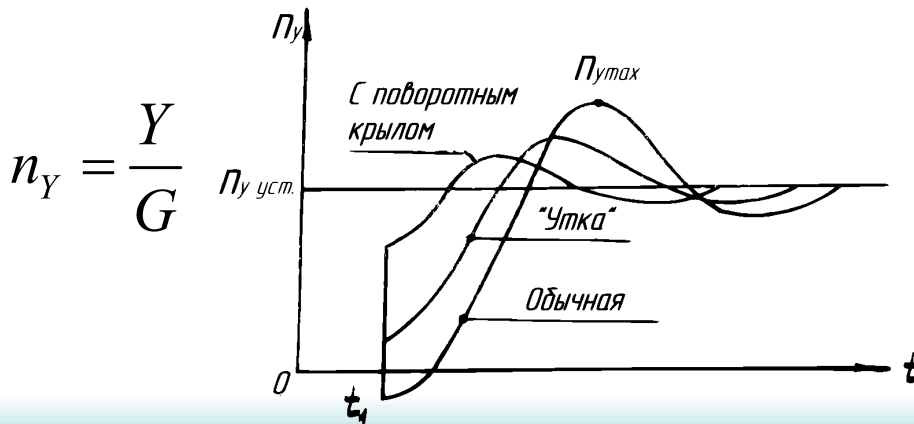
$$\alpha_{кр} = \alpha + \delta$$

$$0,2 < k_{\delta} < 0,5$$



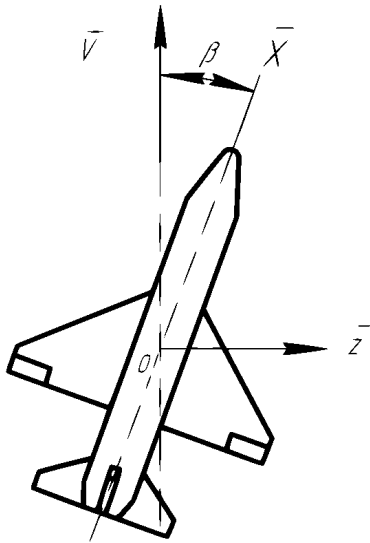
Переходный процесс установления перегрузки в различных аэродинамических схемах.

относительный заброс перегрузки



$$\sigma_n = \frac{n_{Y \max} - n_{Y \text{уст}}}{n_{Y \text{уст}}}$$

# Расположение рулевых поверхностей



Относительно плоскости  $x_1 O y_1$

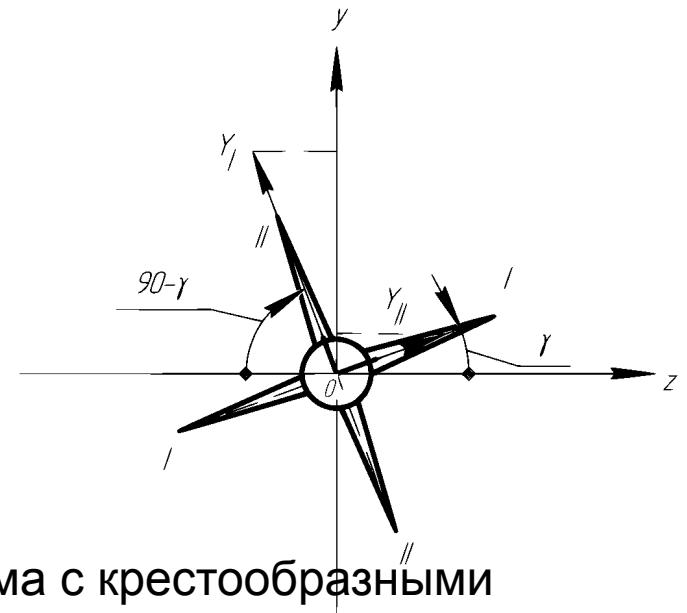
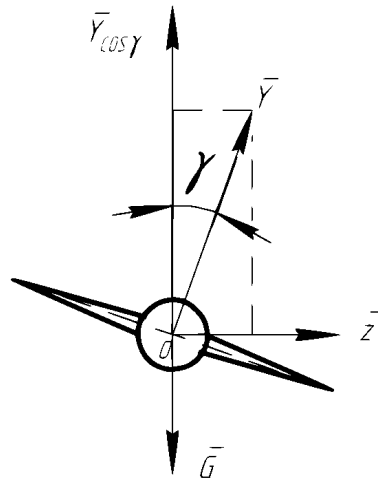
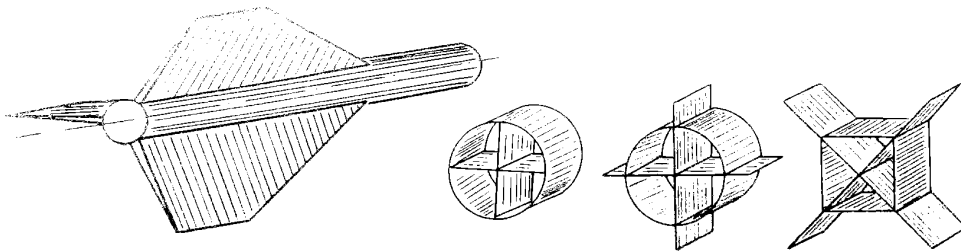
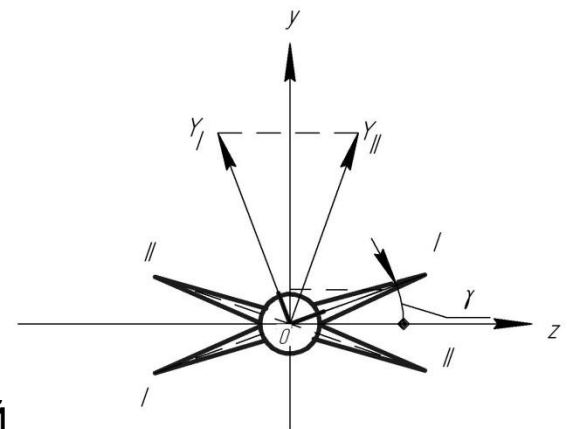


Схема с крестообразными аэродинамическими поверхностями



Расположение аэродинамических поверхностей по схеме "X" и "+".



# Вращающиеся ракеты

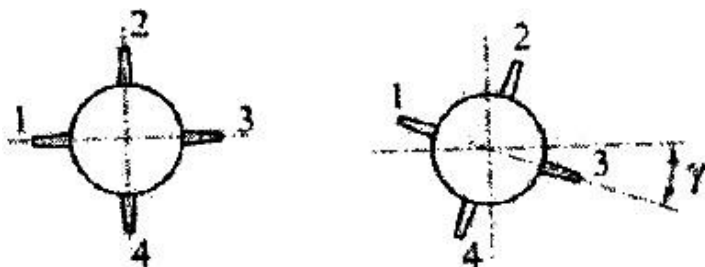


Схема обозначения рулей:  
1,3-рули канала I,  
2,4-рули канала II.

При наличии угла крена углы  $\delta_T$  и  $\delta_K$  распределяются по каналам I и II по следующему закону:

$$\delta_I = \delta_T \cos \gamma + \delta_K \sin \gamma,$$

$$\delta_{II} = \delta_T \sin \gamma + \delta_K \cos \gamma.$$

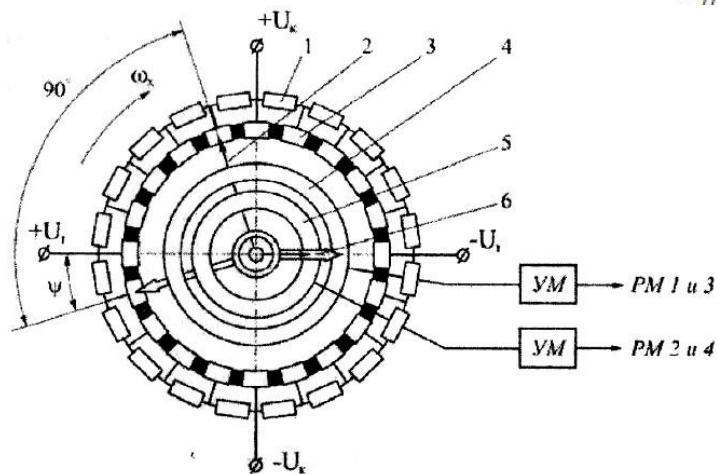
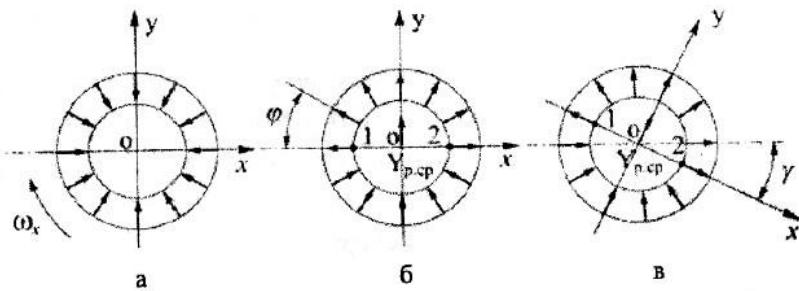


Схема синусно-косинусного механизма:  
1-резисторное кольцо; 2-токосъемник канала II; 3-ламельное кольцо;  
4- контактное кольцо канала I;  
5-контактное кольцо канала II;  
6-токосъемник канала I

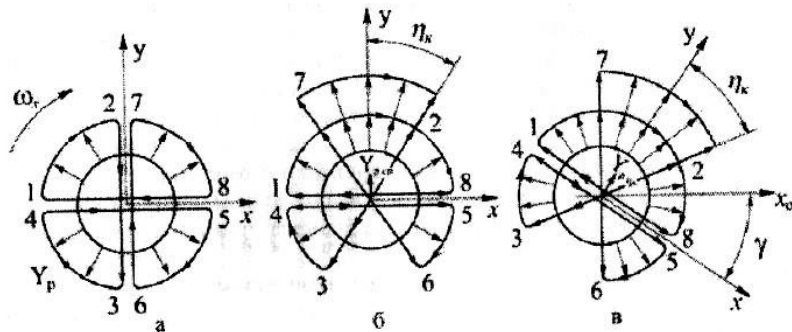
# Работа при одноканальной системе управления

- Эпюры усилий на рулях при вращении ракеты:
- а-при постоянном угле отклонения;
- б-при переключке рулей в точках 1 и 2;
- в-при повороте оси переключки  $x$  на угол  $\gamma$ .



- Схема переключки рулей при одноканальной системе управления:

- а)  $Y_{p.c.p} = 0$
- б)  $Y_{p.c.p} > 0$
- в)  $Y_{p.c.p} > 0$  под углом к вертикальной плоскости

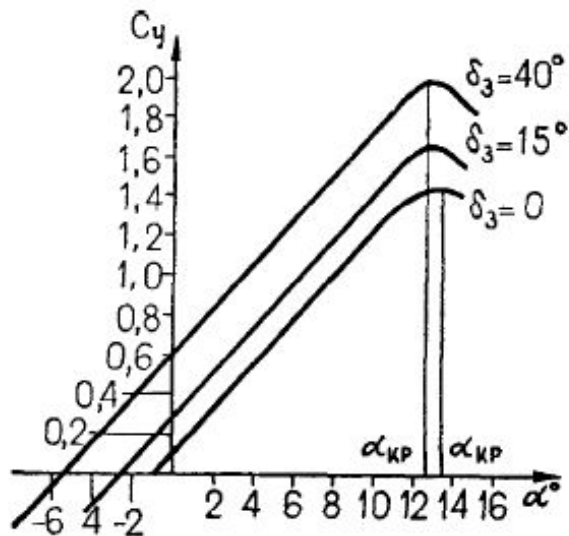


# Управление полетом при помощи изменения формы аэродинамических поверхностей

**Щиток** представляет собой отклоняющуюся поверхность, которая в убранном положении примыкает к нижней, задней поверхности крыла.



Профиль крыла со щитком, смещенным назад



зависимости  $C_y$  от угла атаки для крыла с различным положением щитка:

убранное,

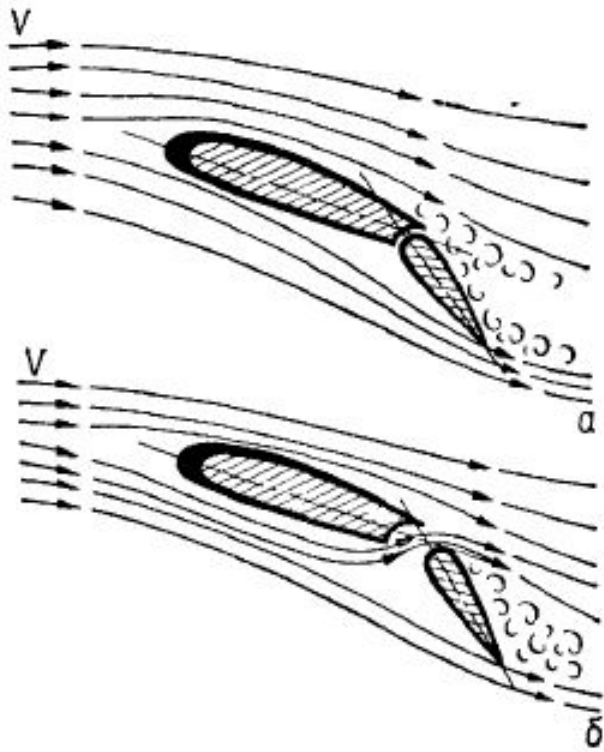
взлетное  $\delta = 15^\circ$ ,

посадочное  $\delta = 40^\circ$ .



# Закрылки

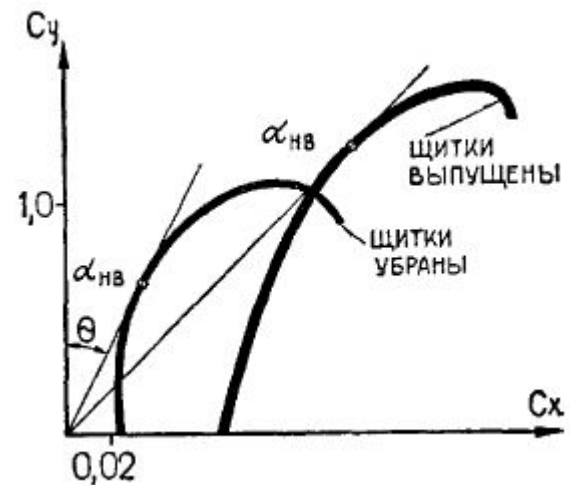
**Закрылок** представляет собой отклоняющуюся часть задней кромки крыла либо поверхность, выдвигаемую (с одновременным отклонением вниз) назад из-под крыла. По конструкции закрылки делятся на простые (нешцелевые), однощелевые и многощелевые



а – нещелевой;  
б – щелевой

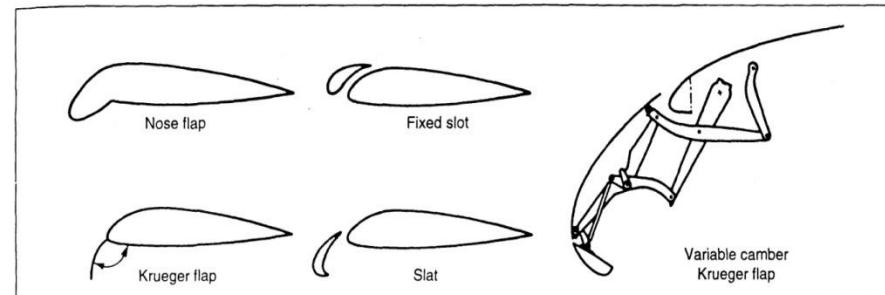
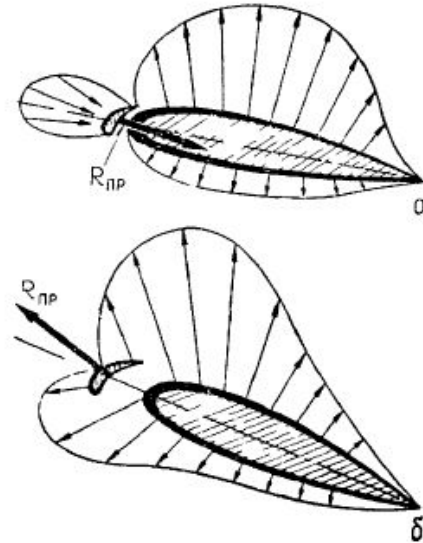
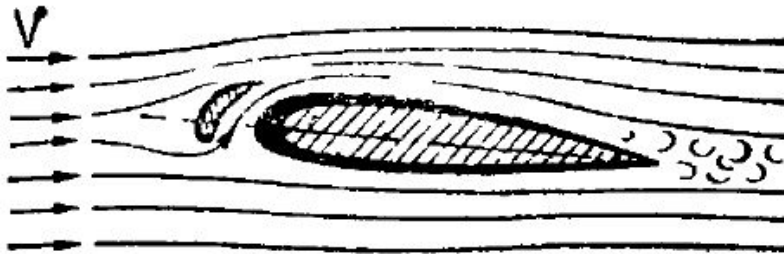


Поляра самолета с убранными и выпущенными щитками

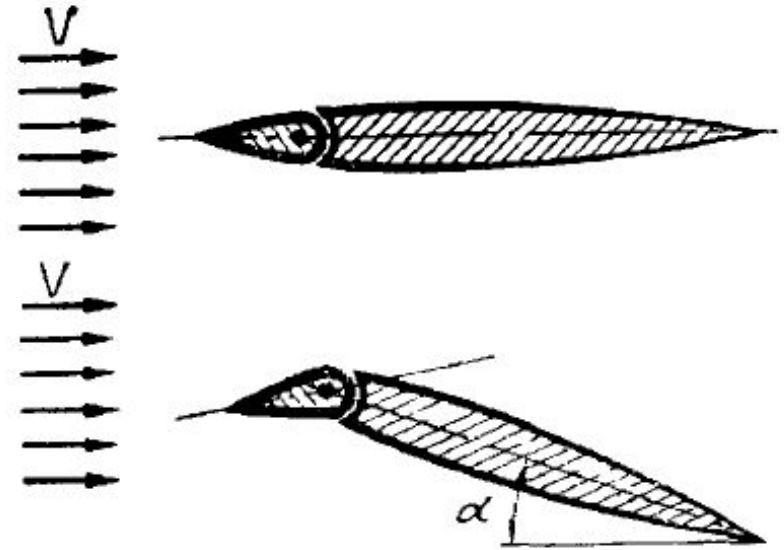
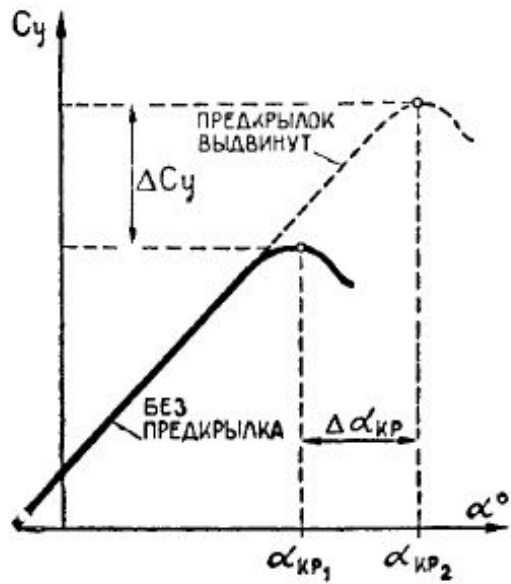


# Предкрылки

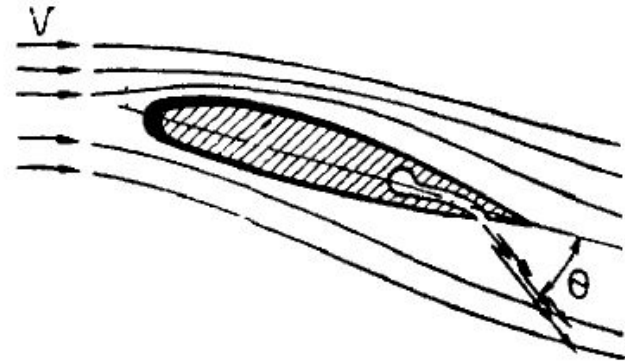
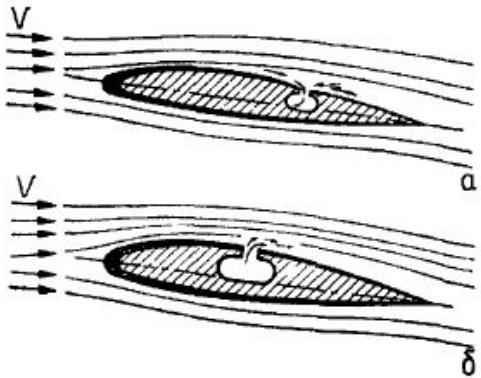
**Предкрылки** — отклоняемые поверхности, установленные на передней кромке крыла.



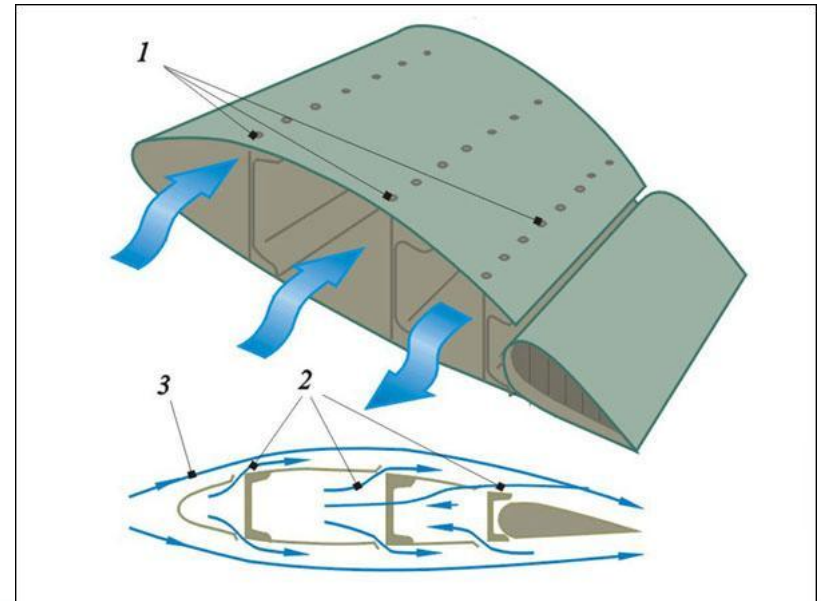
# ПОВОРОТНЫЙ НОСОК



# Управление пограничным слоем



- 1 – отверстия для выхода сдувающего воздуха,
- 2- сдувающий воздух,
- 3- набегающий поток.

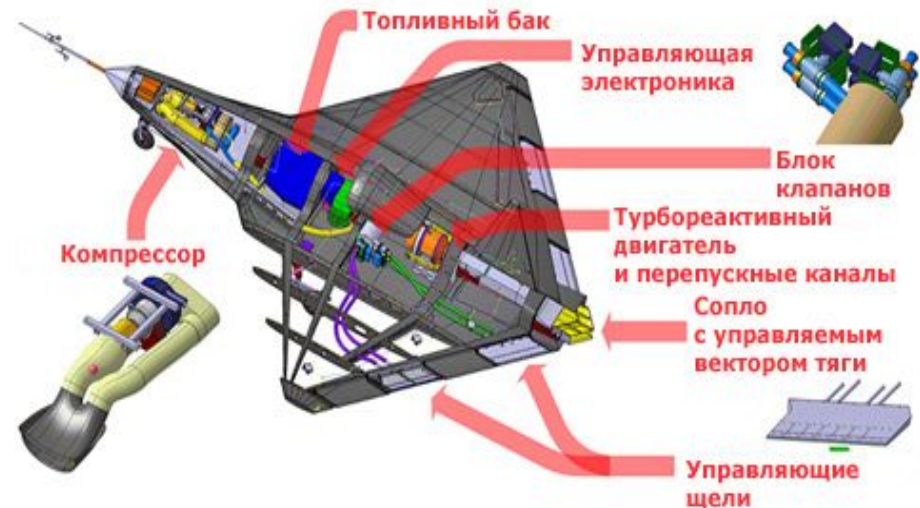


# Беспилотный турбореактивный ЛА DEMON

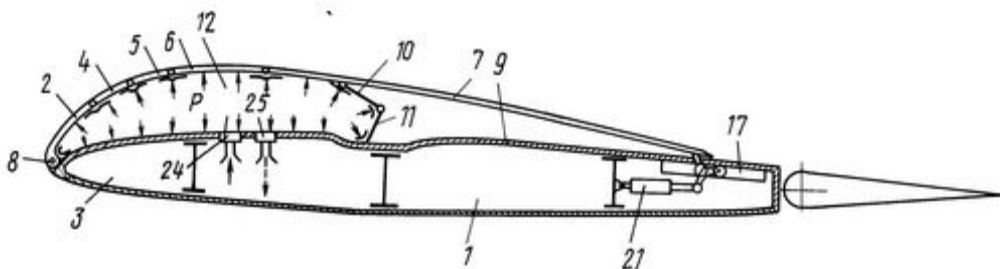
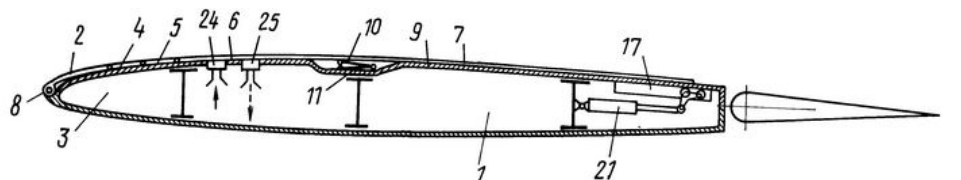


Особенность - отказ от отклоняемых рулей в пользу управления эжекцией. Эжекция - нагнетание воздуха в отдельные участки внешнего потока близ несущих поверхностей, изменяющее распределение давления вокруг аппарата и разворачивающее его в нужную сторону

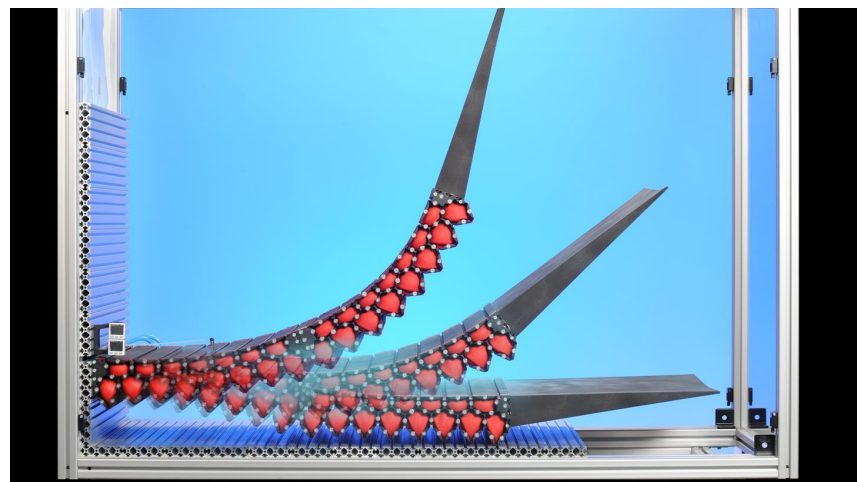
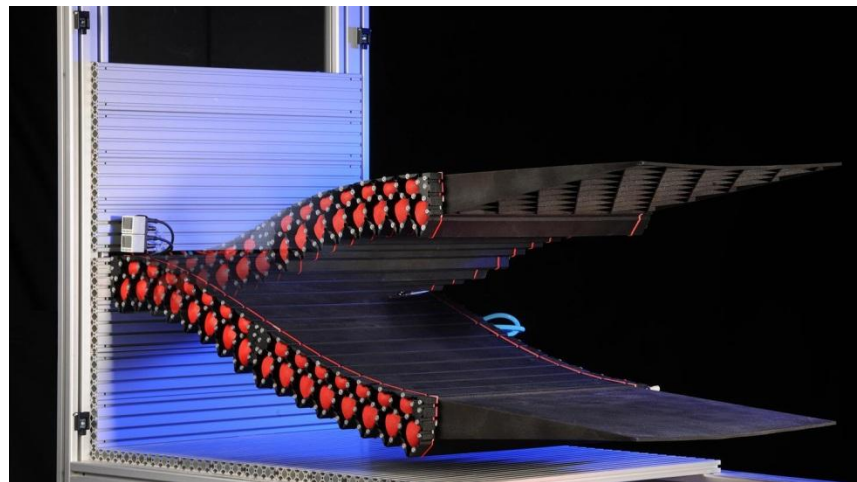
- Базируется на эффекте Коанды: откачивая или вдувая воздух в ключевых точках крыла или фюзеляжа, можно с помощью сравнительно тонких струй влиять на обтекание больших потоков.



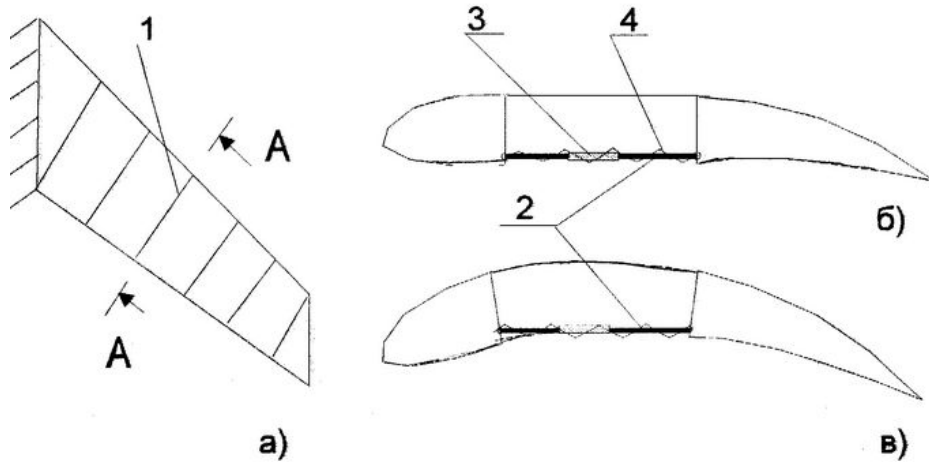
# Крыло с изменяемым профилем



Патент RU 2072942



# Изменение кривизны профиля крыла



- 1-крыло;
- 2-стержень;
- 3-устройство, измеряющее длину стержня;
- 4- нагревательное устройство.

## Продольные разрезы искусственной мышцы

