

# ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА

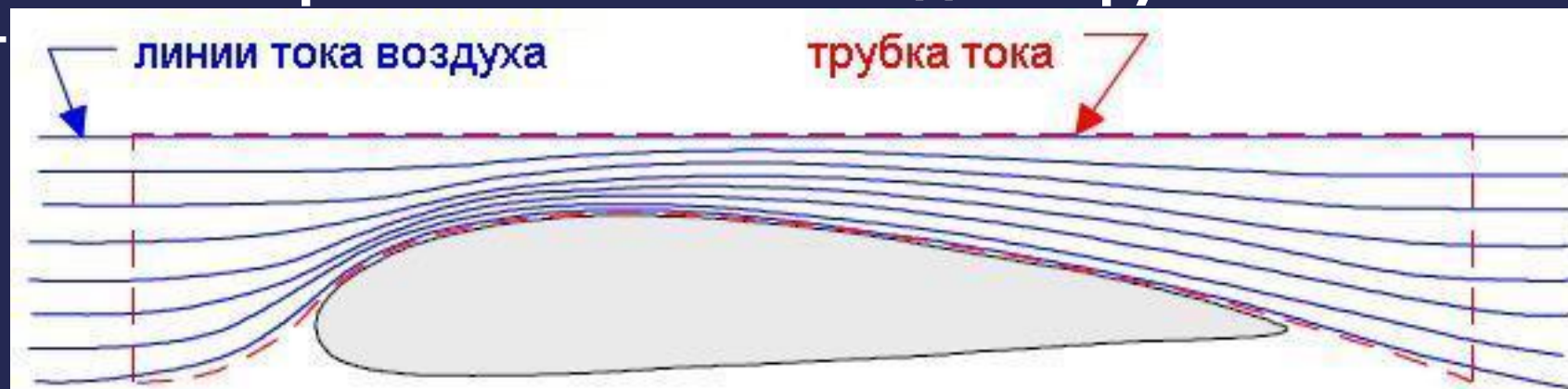
Лётная школа Юный Авиатор



# Линия тока воздуха и трубка тока воздуха

**Линии тока воздуха** - это траектории движения воздушных частиц при стационарном обтекании. Если расстояние между соседними линиями тока уменьшается, то это говорит о том, что скорость течения в данном месте увеличивается и наоборот.

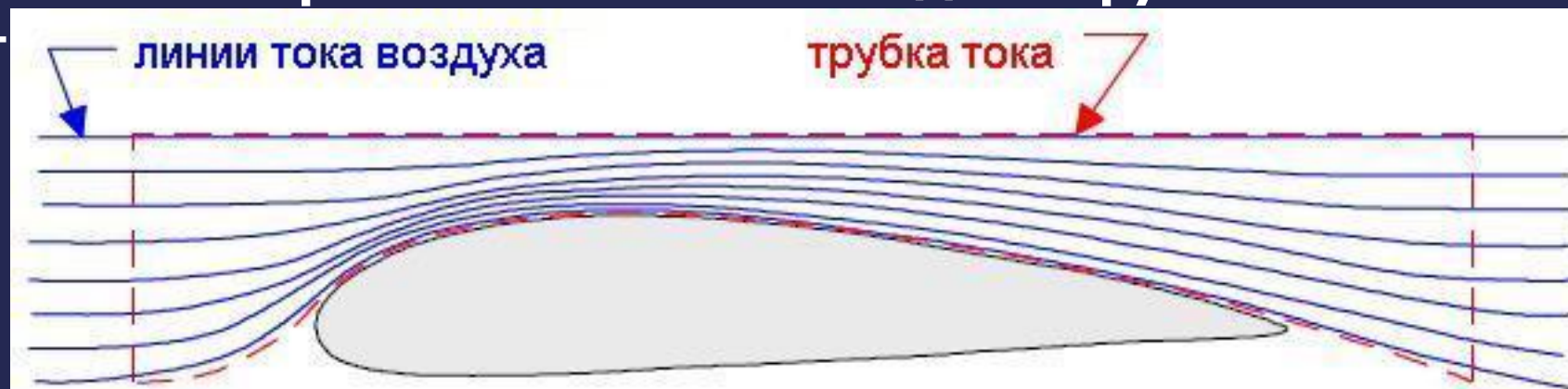
**Трубка тока** – это воображаемая труба со стенками из линий тока воздуха. Весь воздух внутри трубки тока перемещается только вдоль трубки и не выходит за её боковые границы.



# Линия тока воздуха и трубка тока воздуха

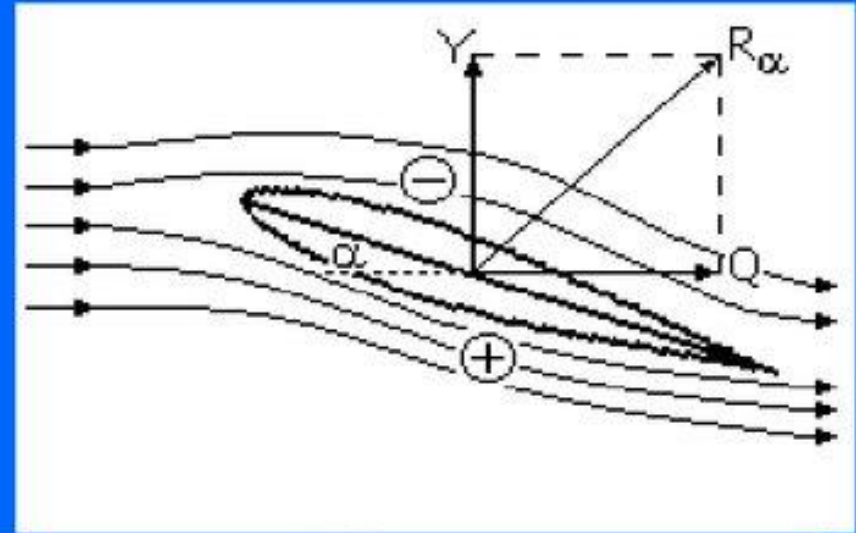
**Линии тока воздуха** - это траектории движения воздушных частиц при стационарном обтекании. Если расстояние между соседними линиями тока уменьшается, то это говорит о том, что скорость течения в данном месте увеличивается и наоборот.

**Трубка тока** – это воображаемая труба со стенками из линий тока воздуха. Весь воздух внутри трубки тока перемещается только вдоль трубки и не выходит за её боковые границы.



# 4.1. Основы аэродинамики и теории полета

Основная задача аэродинамики – изучение аэродинамических сил, определяющих летные данные ВС. Решения этой задачи ведется в двух направлениях: теоретическом (решение уравнений аэродинамики) и экспериментальном (модельные испытания в аэродинамических трубах и летные испытания).



## Принцип полета самолета

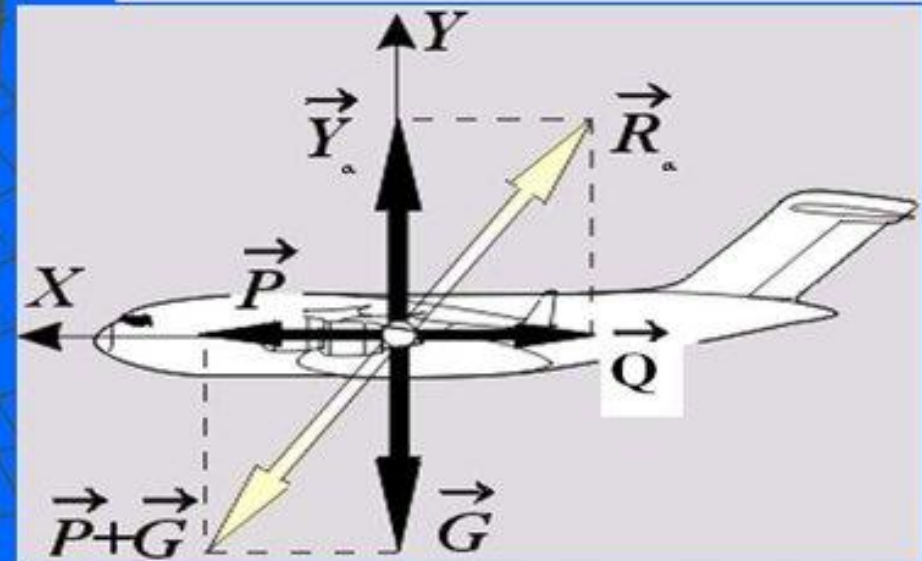
$$\vec{P} + \vec{Y} = \vec{Q} + \vec{G}$$

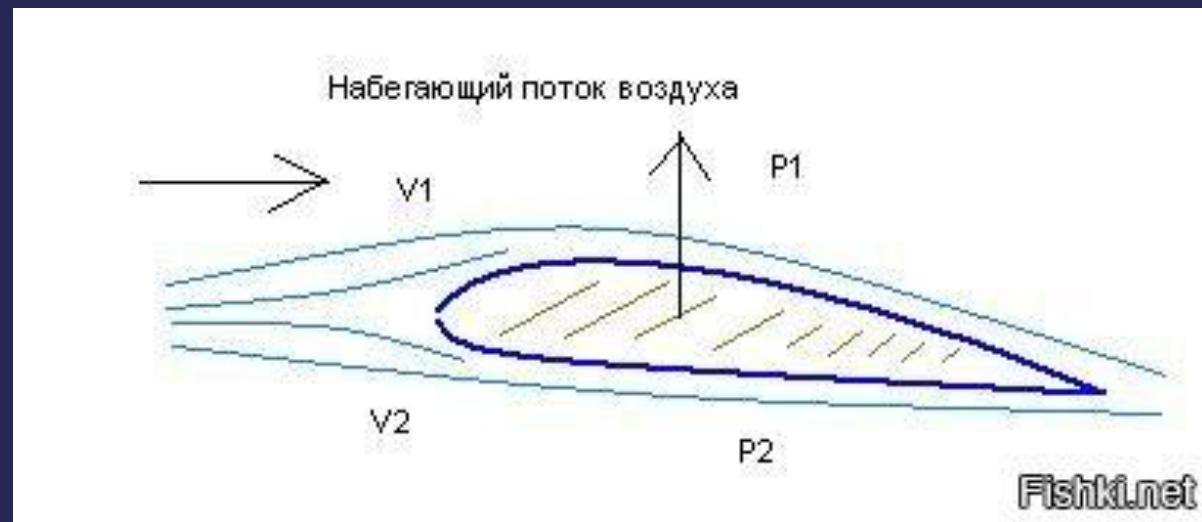
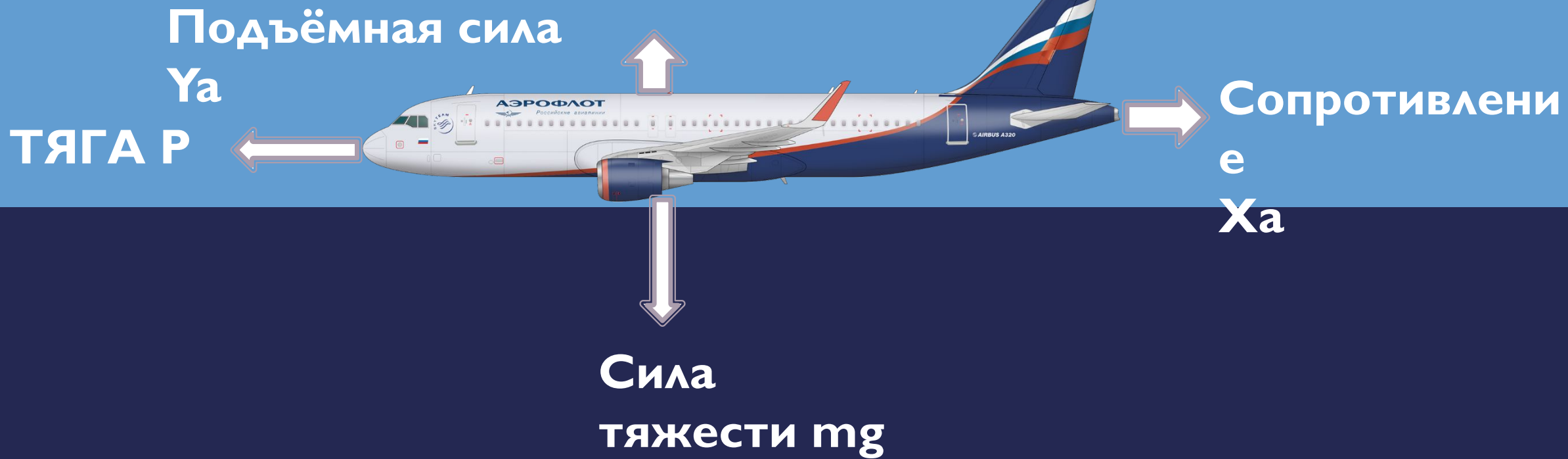
**P** – сила тяги двигателей,

**Y** – подъемная сила

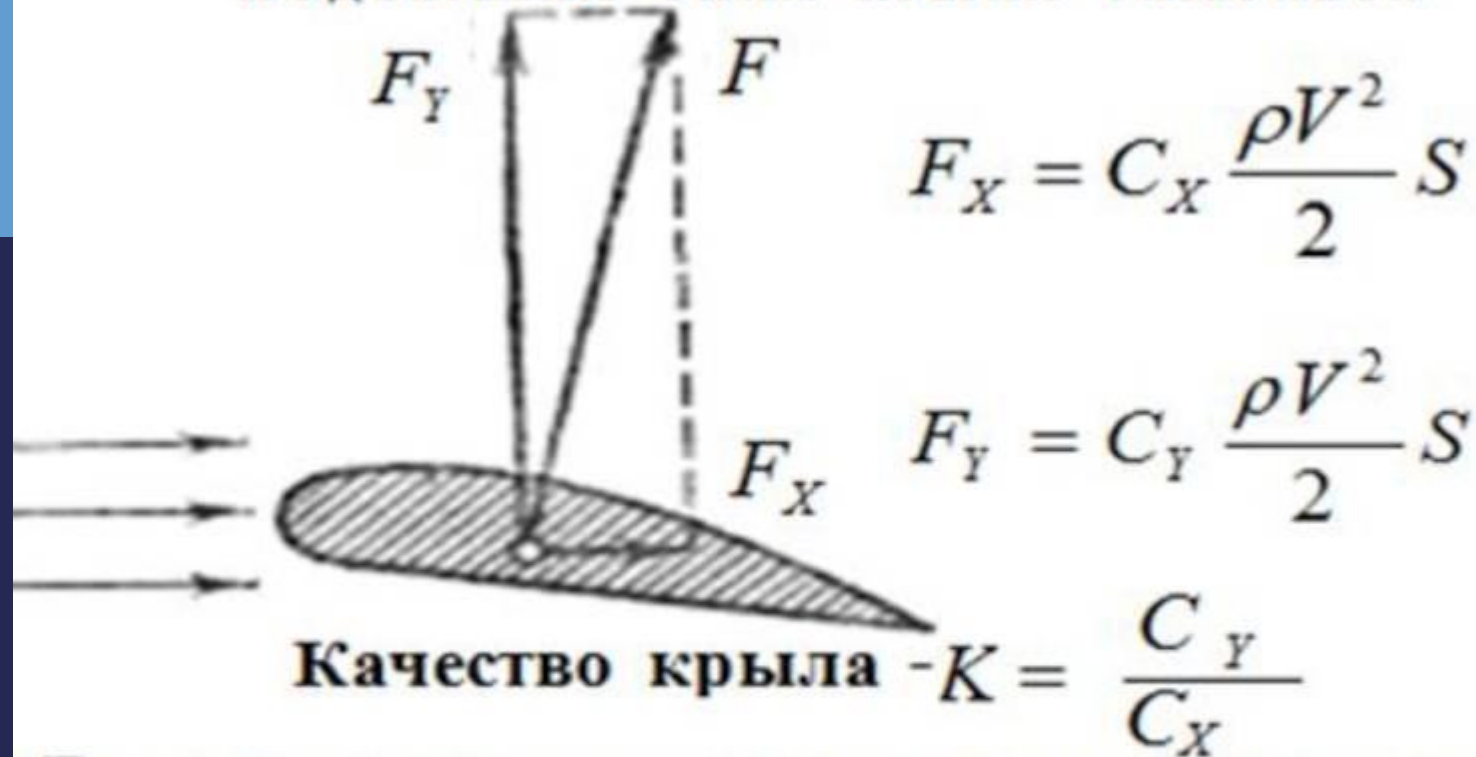
**Q** – сила лобового сопротивления,

**G** – вес самолета





# ПОДЪЕМНАЯ СИЛА КРЫЛА САМОЛЕТА



$F_X$ -лобовое сопротивление,  $F_Y$ -подъёмная сила,  
 $C_X$ -коэффициент лобового сопротивления,  
 $C_Y$ -коэффициент подъёмной силы,  $\rho$  - плотность  
воздуха,  $V$  - скорость набегающего поток,  
 $S$  - характерная площадь.

# АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА

*Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки*

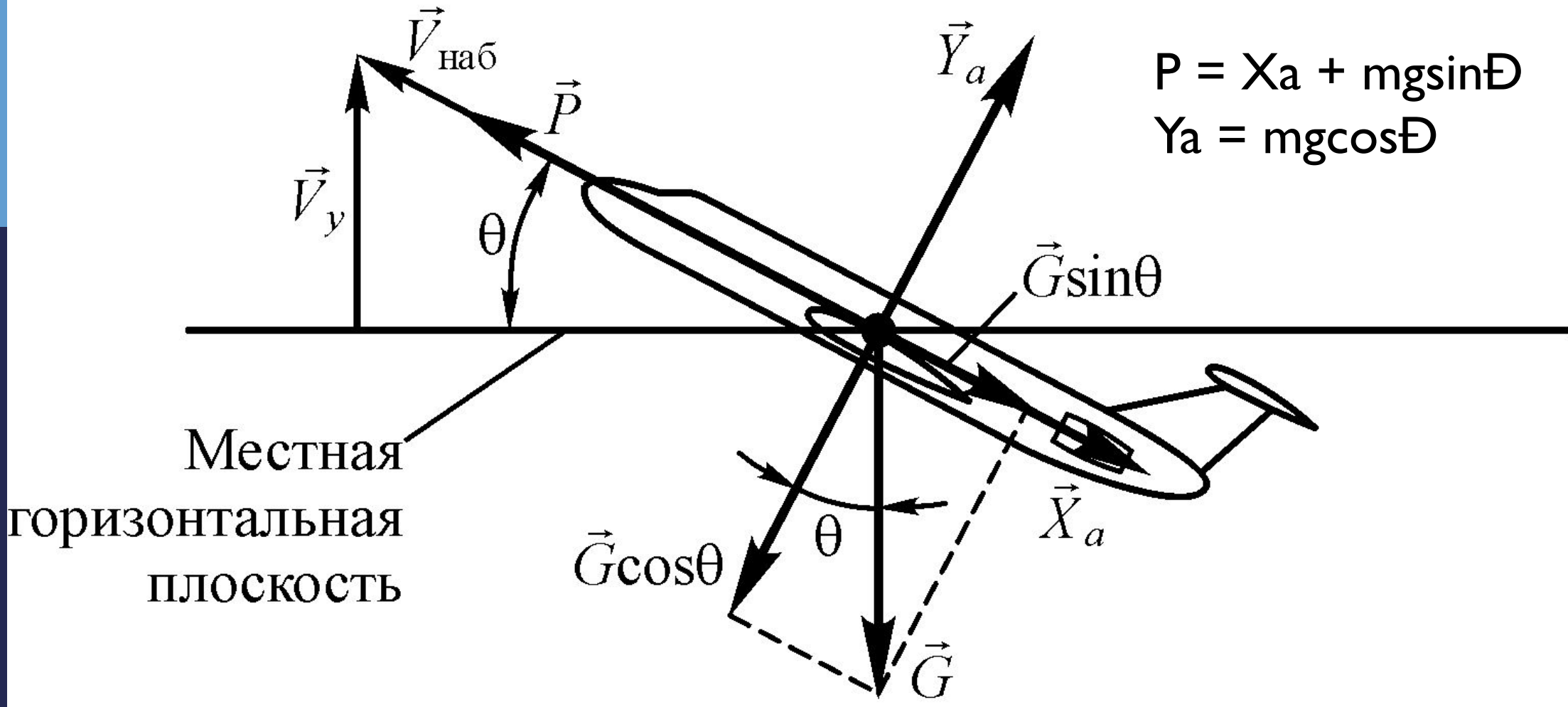
$$K = \frac{Y}{Q},$$

где  $Y$  - подъемная сила, кг;

$Q$  - сила лобового сопротивления, кг. Подставив в формулу значения  $Y$  и  $Q$ , получим

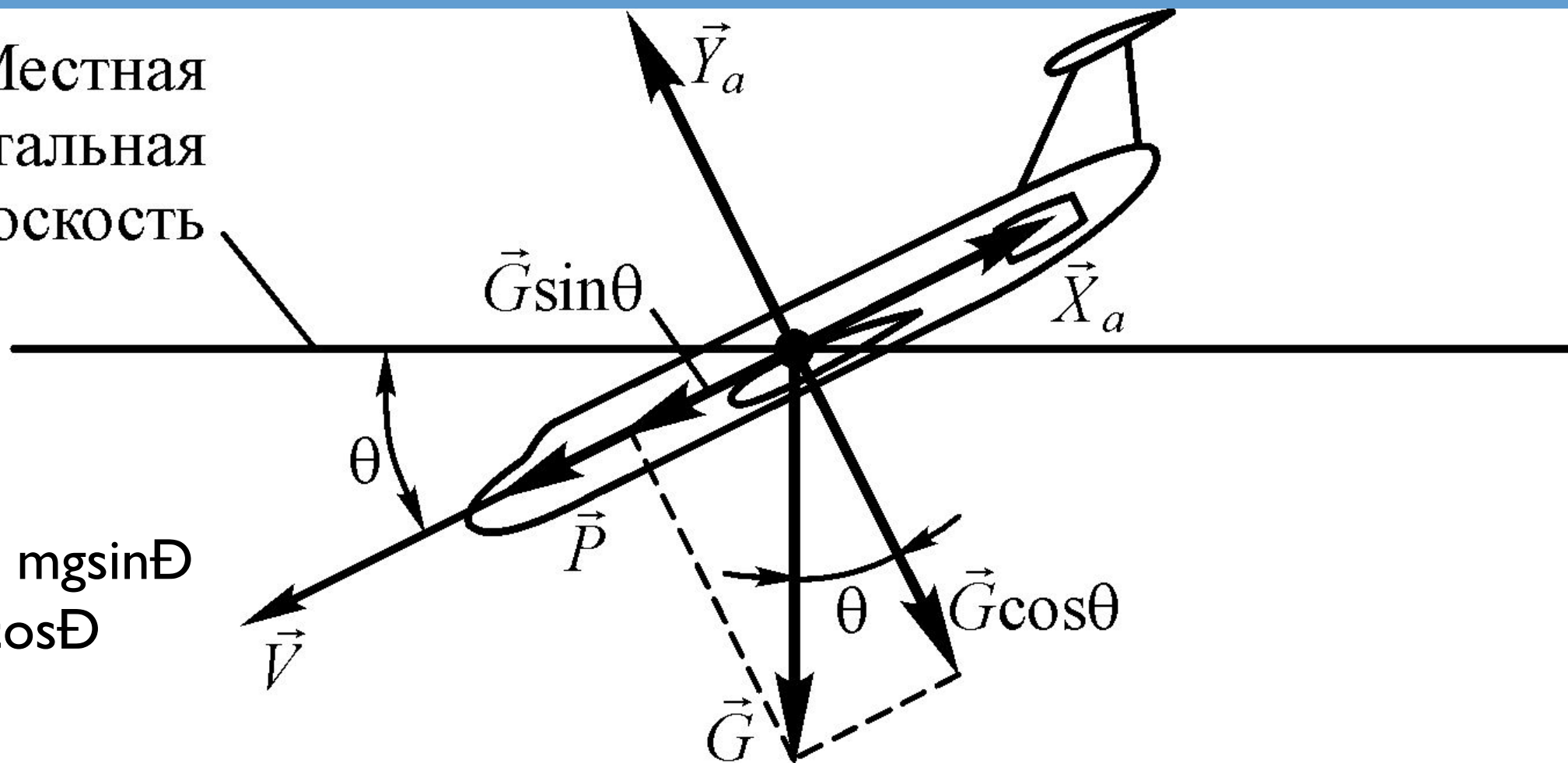
$$K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина качества для современных самолетов может достигать **14-15**, а для планеров **45-50**. Это означает, что крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление в **14-15 раз**, а у планеров даже в **50 раз**.





Местная  
горизонтальная  
плоскость



$$X_a = P + mg\sin\theta$$
$$Y_a = mg\cos\theta$$

# Планирование самолёта



Самолёт Boeing 747 – масса 400 тонн (400 000 кг).  
Отказ двигателя на высоте 3000 метров.  
Аэродинамическое качество 15



Самолёт Diamond DA42 – масса 1700 кг.  
Отказ двигателя на высоте 3000 метров.  
Аэродинамическое качество 15

У какого самолёта дальность планирования будет больше ?

# Планирование самолёта



Формула дальности планирования

$$L = H * K \pm W * t$$

H – высота

K – аэродинамическое качество

L – дальность планирования

W – Скорость ветра

t – время планирования



У какого самолёта дальность планирования будет больше ?

# Планирование самолёта



Формула дальности планирования

$$L = H * K \pm W * t$$



1. В условиях встречного ветра дальность планирования будет зависеть от массы самолёта, для тяжёлого самолёта, у которого время планирования меньше, дальность планирования будет больше. При попутном ветре картина будет обратная.

2. В штиль дальность планирования будет одинаковая, и не будет зависеть от массы.

# Планирование самолёта



Максимальное качество зависит от выбранного угла атаки, максимальное аэродинамическое качество обеспечивается на наивыгоднейшем угле атаки.

Для этого существует определённая скорость планирования (наивыгоднейшая скорость), которую пилоты должны строго выдерживать при полной потере тяги в полёте (отказе двигателя).





Какие силы действуют на самолет по оси X, которая важна нам для взлета? Используем второй закон Ньютона:

$$F_T - F_{тр} = Ma$$

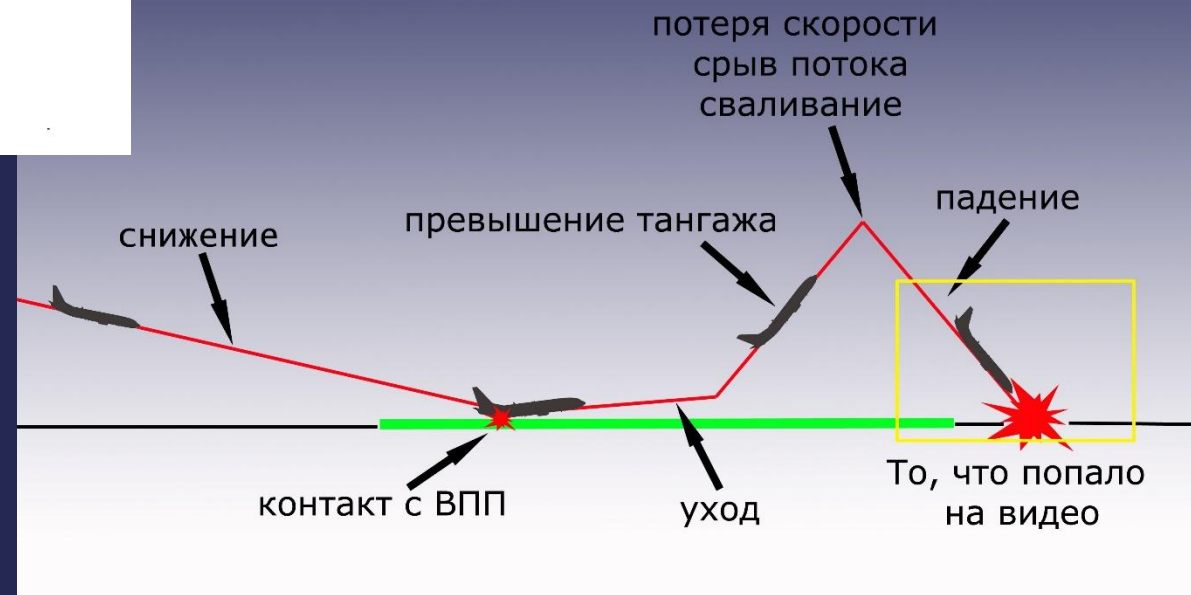
, где  $a$  – ускорение самолета относительно земли (не ленты)

Отсюда  $a = \frac{F_T - F_{тр}}{M}$ . Вы согласны, что  $a$  не будет равно нулю?



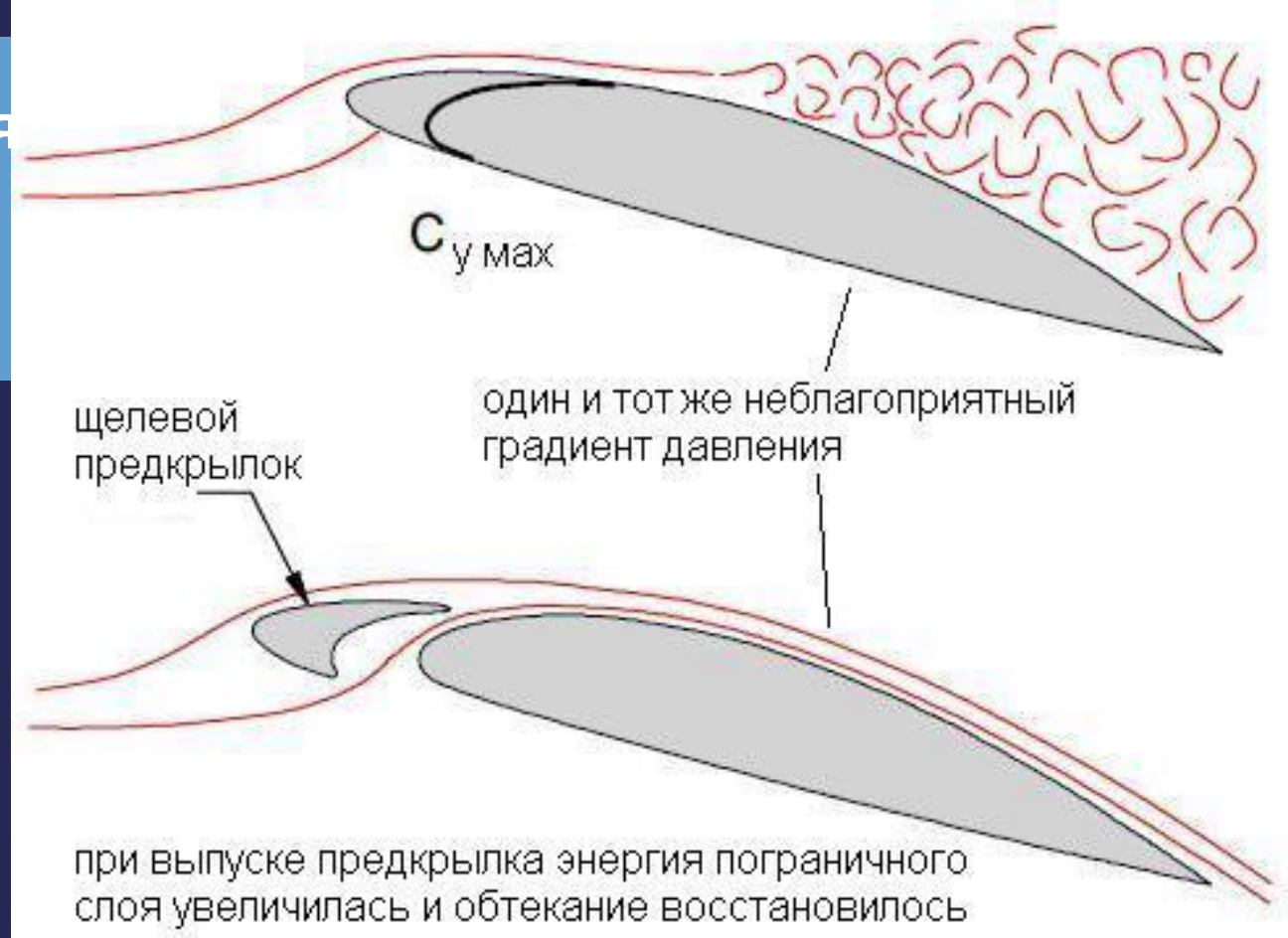


Рис. 6





# Процесс сдува пограничного слоя Предкрылки



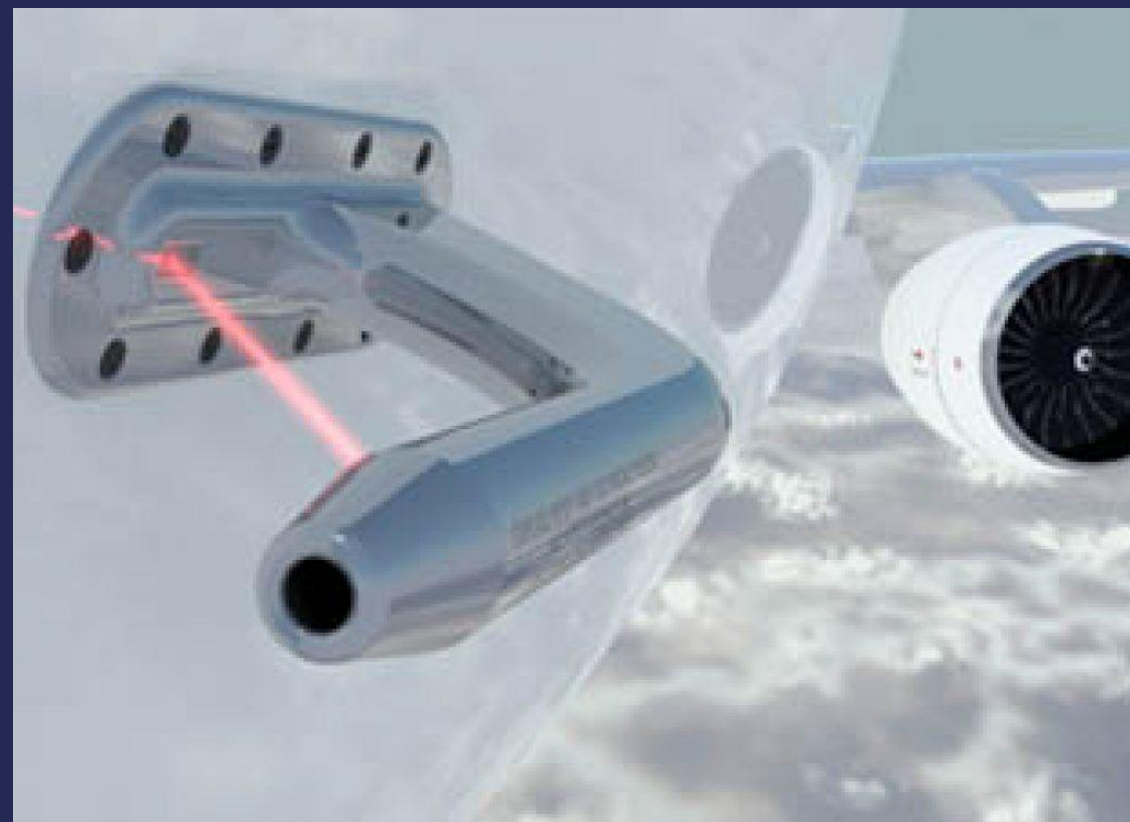
# ВИДЫ СКОРОСТЕЙ САМОЛЁТА

**Истинной воздушной скоростью** называется скорость движения самолета относительно воздушных масс.

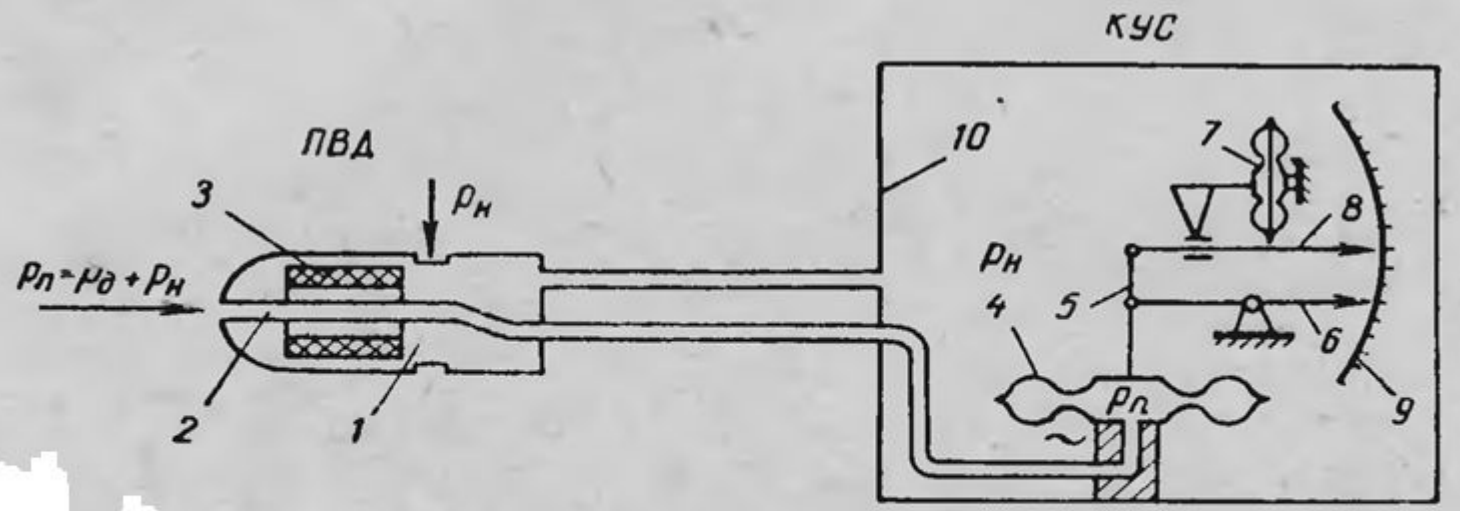
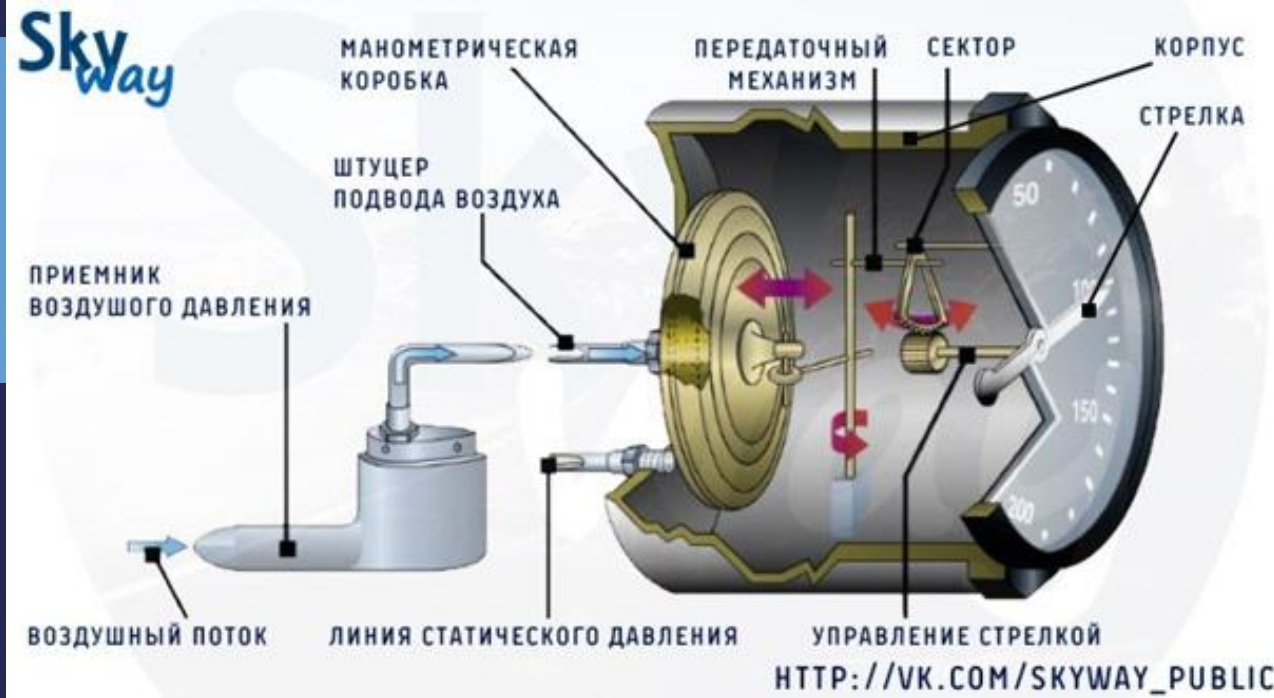
**Приборной (индикаторной) скоростью** называется истинная воздушная скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха. Если полет происходит при нормальной плотности воздуха ( $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ), то приборная скорость совпадает с истинной.

**Путевой скоростью** называется горизонтальная составляющая скорости движения самолета относительно Земли. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.

**Вертикальной скоростью** называют вертикальную составляющую скорости движения самолета относительно Земли.



# ПВД УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ



Принципиальная схема комбинированного указателя воздушной скорости КУС:

ПВД — приемник воздушных давлений; 1 — камера статического давления; 2 — камера полного давления; 3 — электрообогревательный элемент; 4 — манометрическая коробка; 5 — передаточный механизм; 6 — стрелка приборной скорости; 7 — анероид; 8 — стрелка истинной скорости; 9 — шкала; 10 — корпус



## 11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

Градуировочная формула измерителя истинной скорости:

$$V = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho}} \quad (3)$$

Для исключения из выражения плотности полагаем воздух идеальным газом. При этом выражение (5.3) с учетом примет следующий вид:

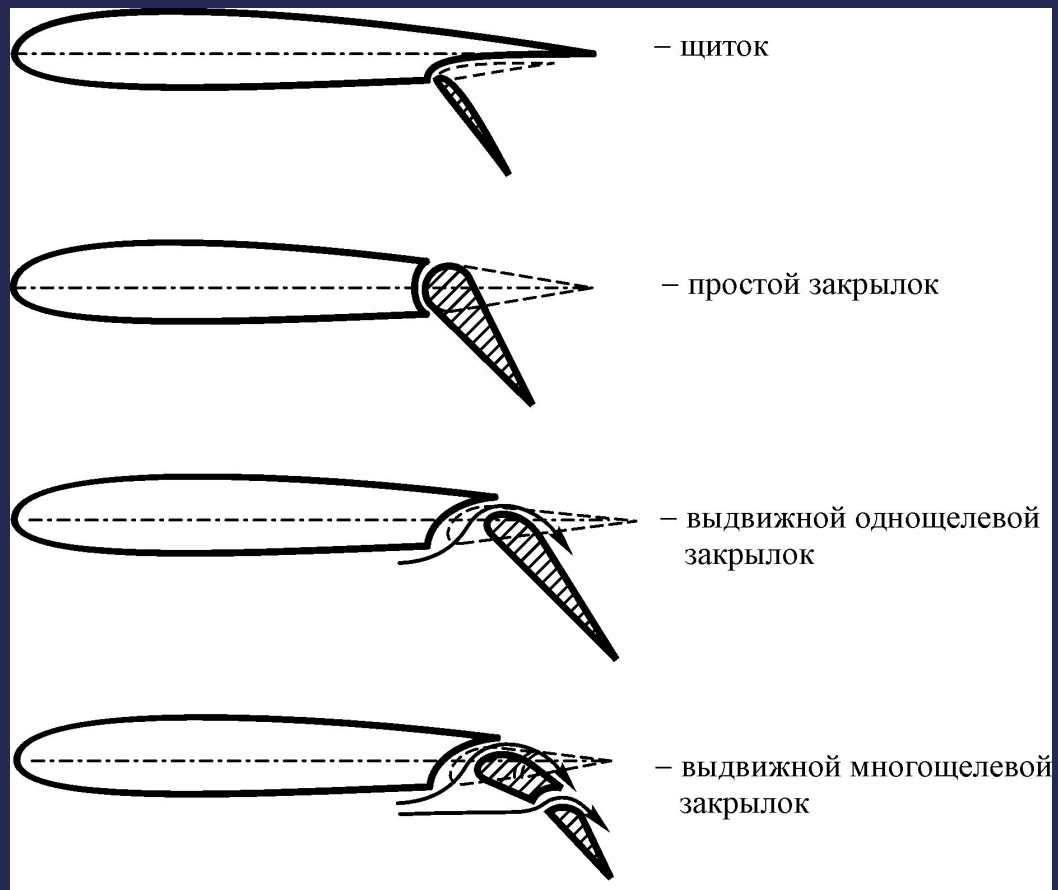
$$V = \sqrt{\frac{2R_{y\partial}TP_d}{P_{ст}}}$$

$$\rho = \frac{P_{ст}}{R_{y\partial}T}$$

$T$  – температура атмосферного воздуха на высоте полета;  
 $R_{уд}$  – удельная газовая постоянная

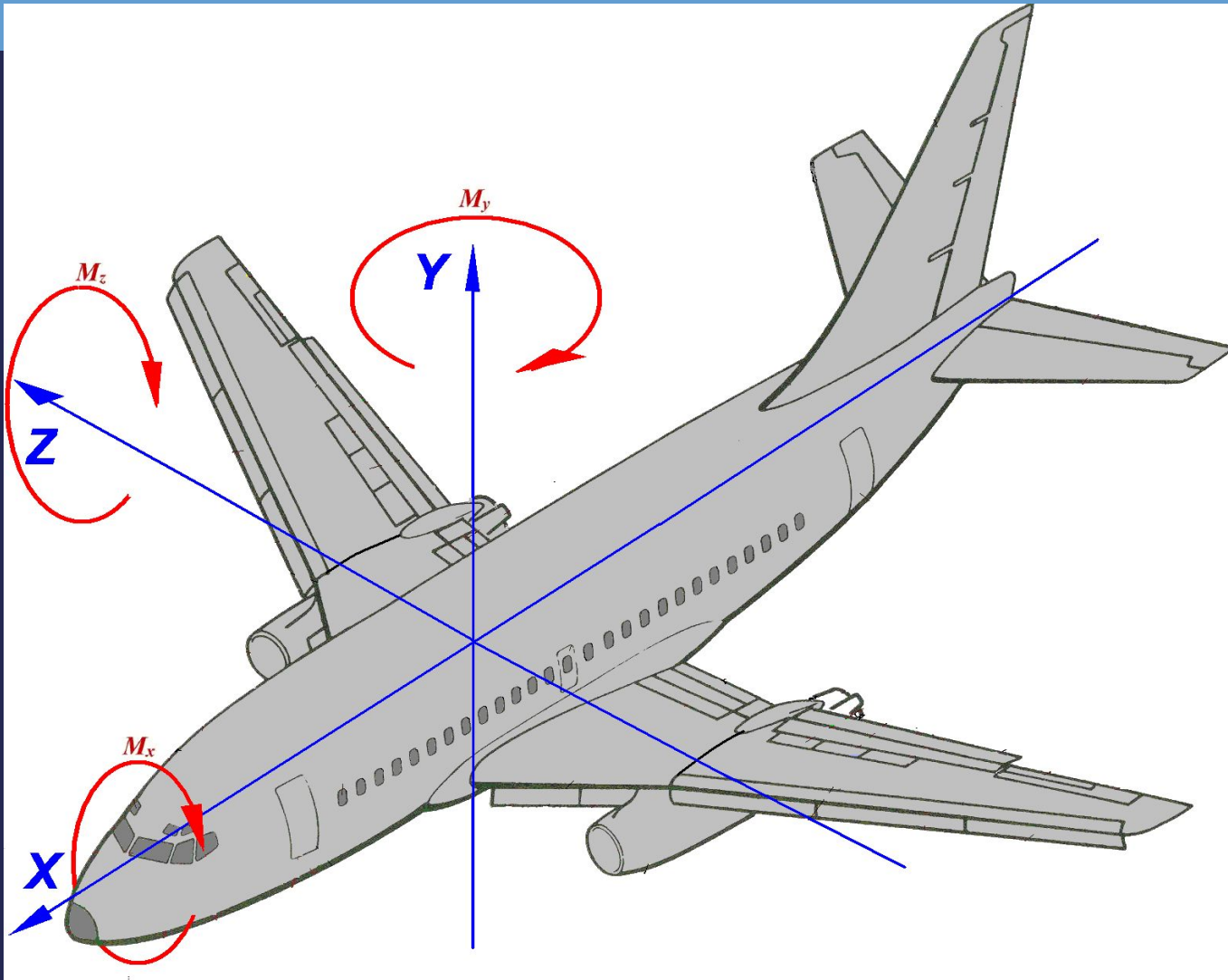
Таким образом, для измерения скорости  $V$  в общем случае нужно иметь три ЧЭ, измеряющих значения  $P_d$ ,  $P_{ст}$  и  $T$ .

# ЗАКРЫЛКИ



Принцип работы закрылков заключается в том, что при их выпуске увеличивается кривизна профиля и площадь поверхности крыла, следовательно, увеличивается и несущая способность крыла, которая позволяет самолетам лететь без сваливания при меньшей скорости.

# ОСИ ВРАЩЕНИЯ САМОЛЁТА



Оси :

- Вертикальная (рысканье)
- Горизонтальная (крен)
- Поперечная (тангаж)

# ОСНОВНОЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ПРИБОР - АВИАГОРИЗОНТ



- Угол крена
- Угол тангажа
- Скольжение

# УГОЛ АТАКИ И УГОЛ ТАНГАЖА



**Угол атаки** – угол между вектором воздушной скорости и продольной осью самолёта

**Угол тангажа** – Угол между горизонтальной плоскостью и продольной осью самолёта



# ДАТЧИК УГЛА АТАКИ

**Датчик угла атаки** представляет собой устройство, имеющее флажок-флюгер, расположенный на фюзеляже снаружи самолета.

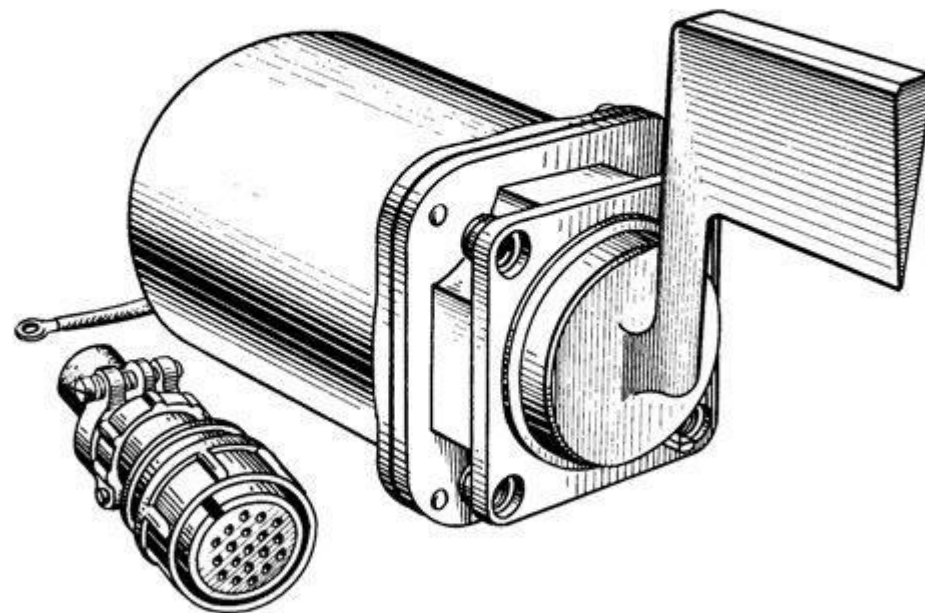
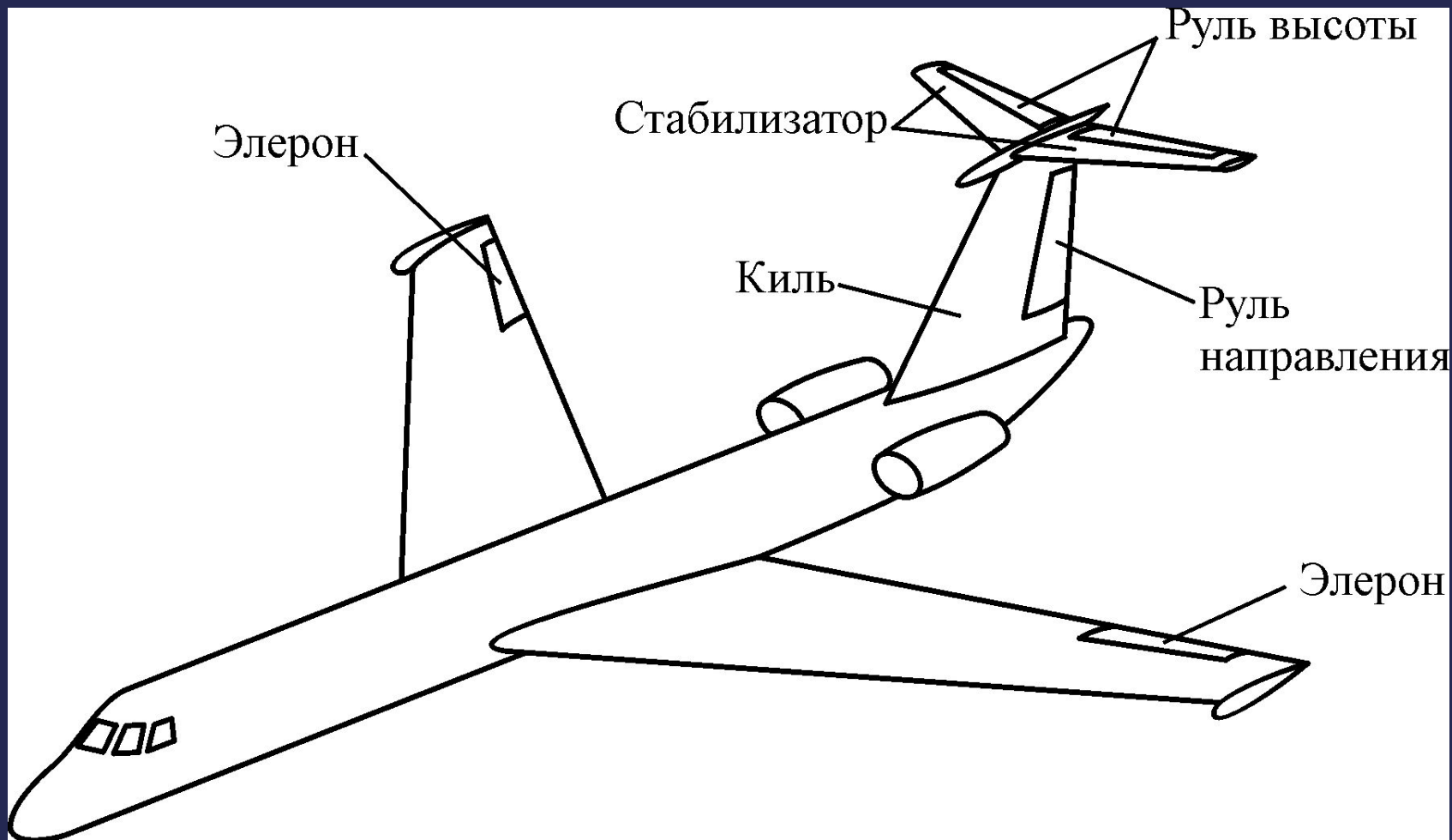


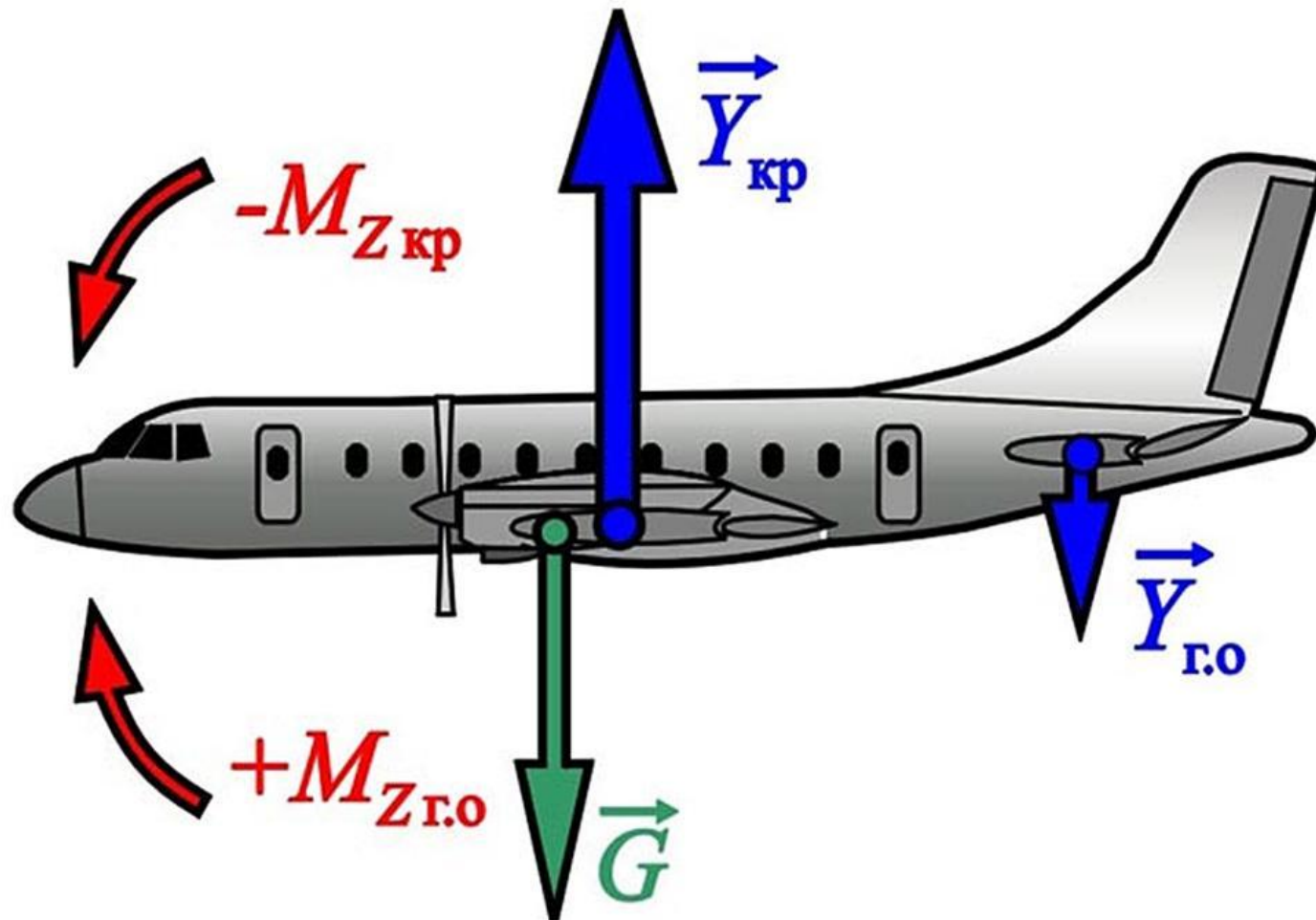
Рис.20. Датчик углов атаки ДУА

# УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ РУЛИ



- Руль высоты – изменение угла тангажа
- Руль направления – изменение угла рысканья
- Элероны – изменения угла крена

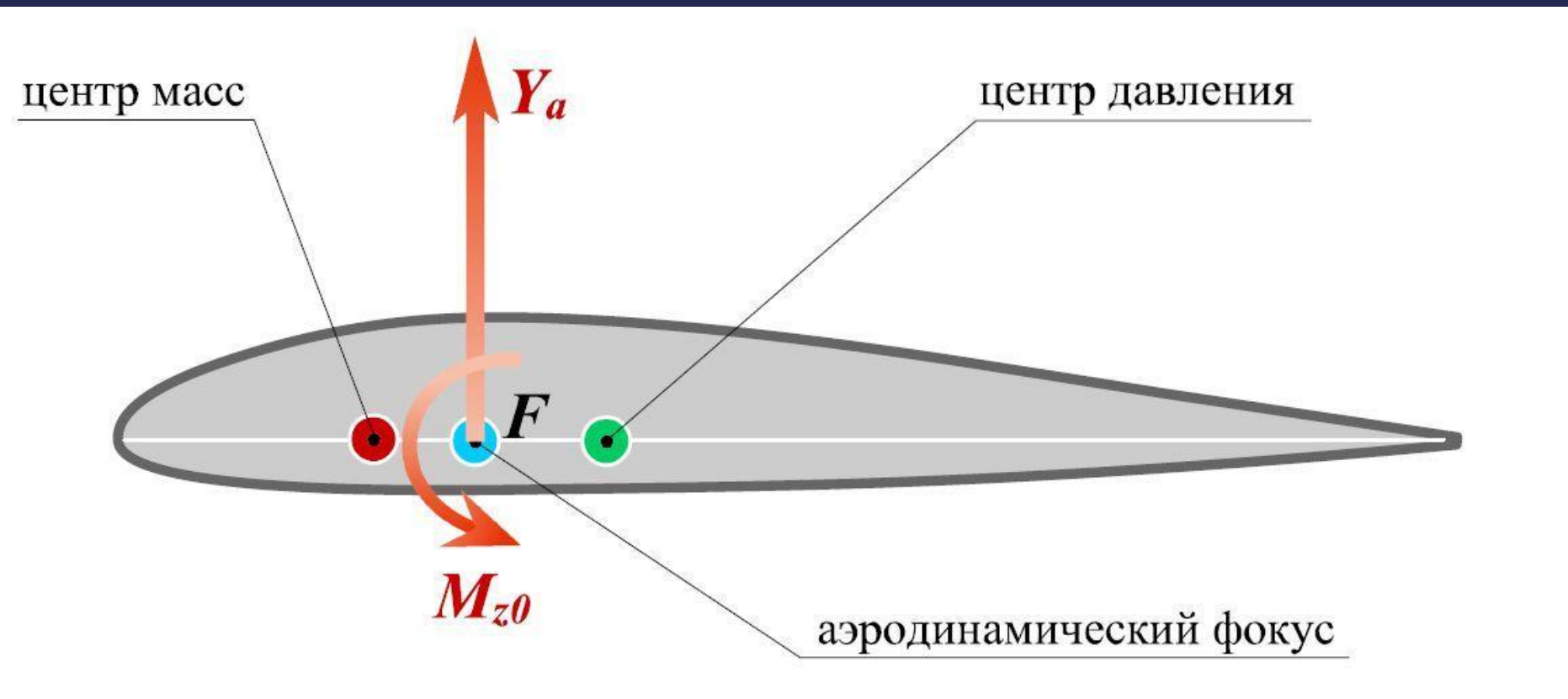
# МОМЕНТЫ ТАНГАЖА ОТ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОРА



- Крыло создаёт пикирующий момент
- Стабилизатор создаёт кабрирующий момент
- Их равенство обеспечивает равновесия самолёта

# МОМЕНТЫ ТАНГАЖА ОТ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОРА

- Для устойчивого самолёта фокус должен располагаться за центром масс самолёта.



# УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА

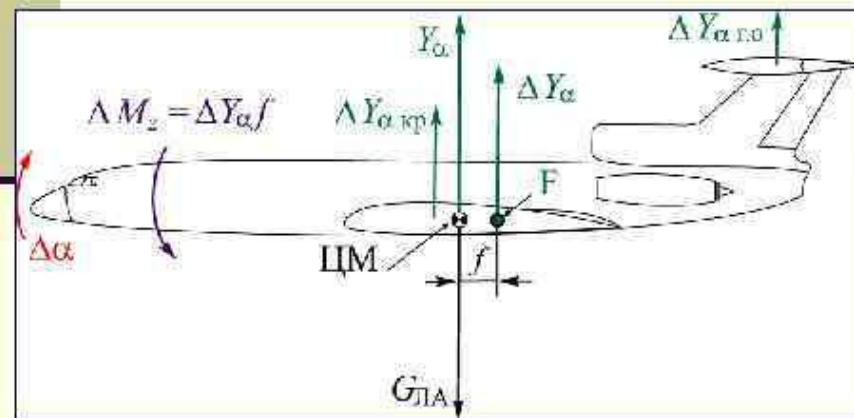
- Устойчивость характеризует способность самолета без вмешательства летчика сохранять заданный режим полета.
- Управляемость - это способность самолета должным образом реагировать на отклонение летчиком рулей управления (рулей высоты, поворота и элеронов)

# УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА



## Основы аэродинамики Устойчивость самолета

- **Устойчивость самолета** – его способность самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать случайно нарушенное равновесие.  
Если самолет устойчив, то при случайном нарушении равновесия появится стабилизирующий момент  $\Delta M_z$ , возвращающий самолет в прежнее состояние.

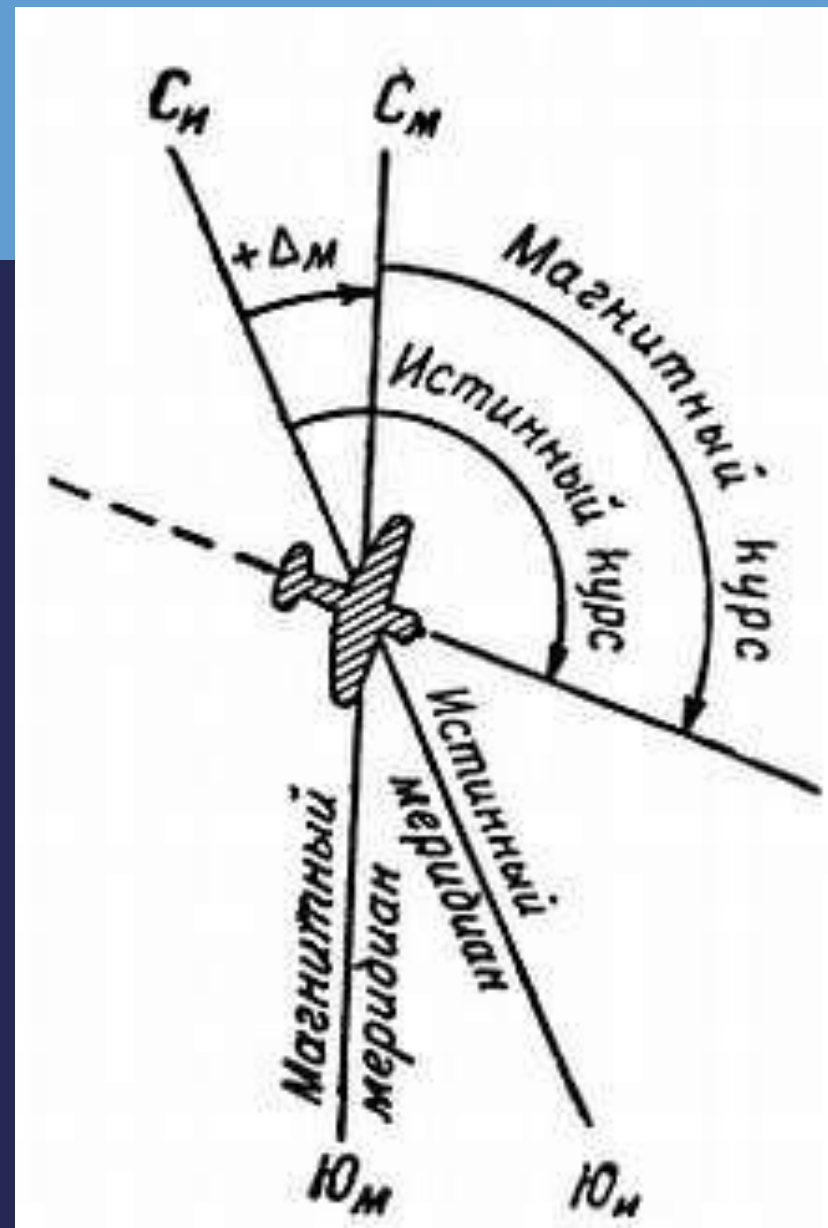
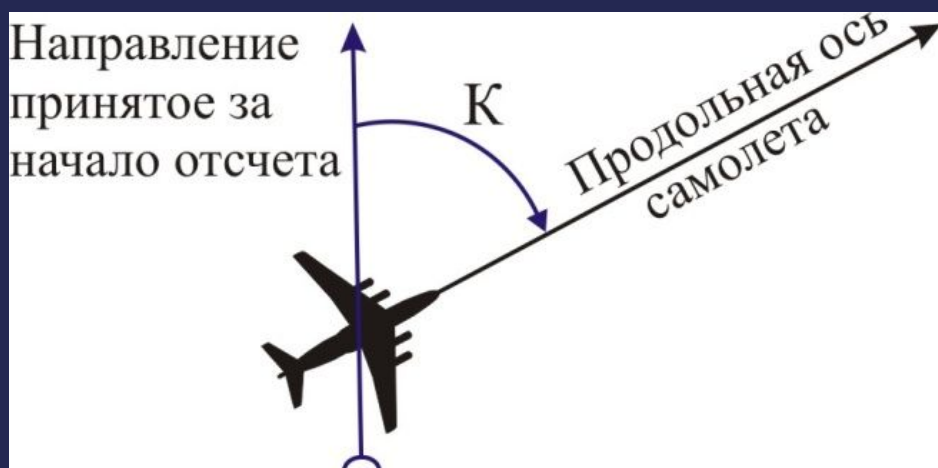


**F – фокус**  
(точка приложения равнодействующей приращения подъемной силы  $\Delta Y_\alpha$  при росте  $\alpha$ )

**F устойчивого самолета за ЦМ**

# ПОНЯТИЕ КУРСА

**Курсом самолёта** называется угол в горизонтальной плоскости между направлением, принятым за начало отсчёта, и проекцией на эту плоскость продольной оси самолёта. Измеряется от  $0^\circ$  до  $360^\circ$  по часовой стрелке.



# ПОНЯТИЕ ВЫСОТЫ ВС



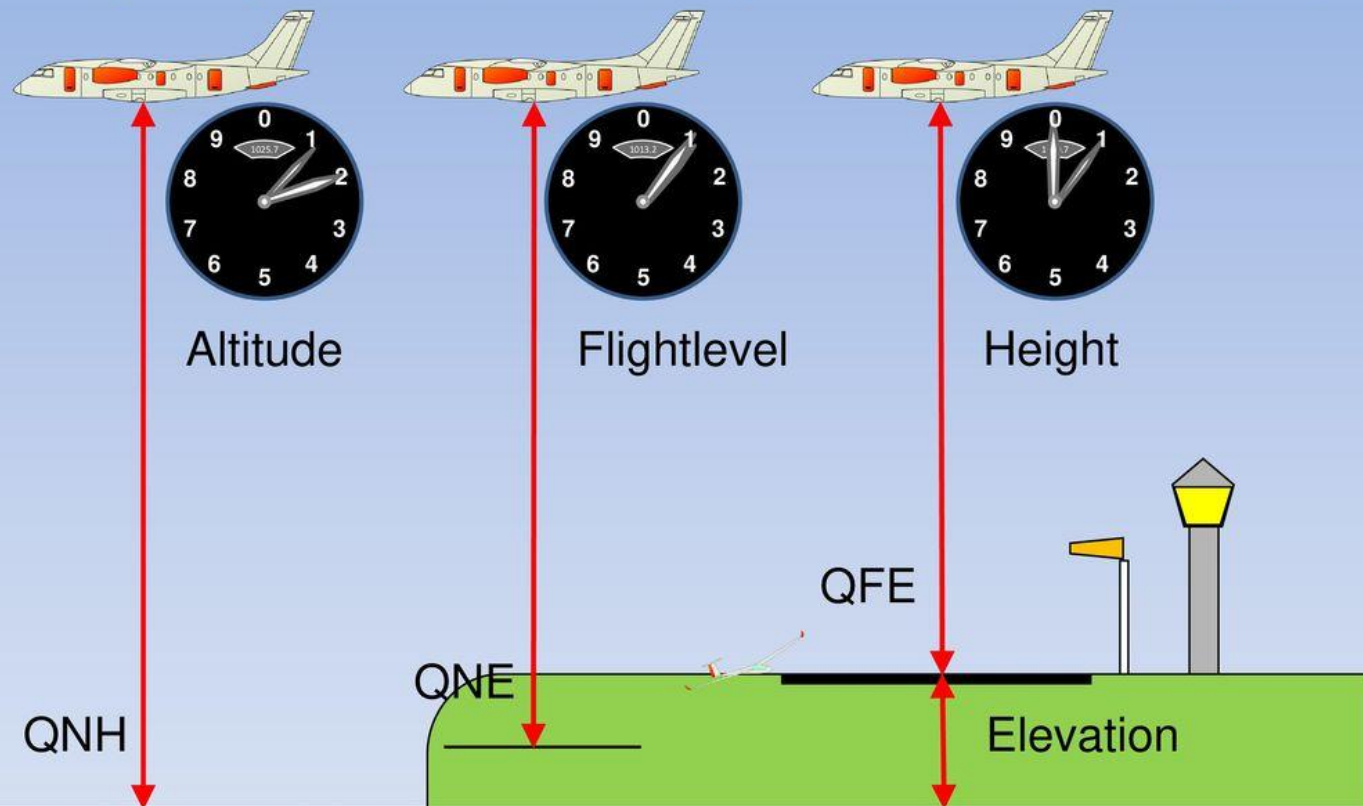


# ПОНЯТИЕ ВЫСОТЫ ВС

**Высота полёта** — расстояние по вертикали от определённого уровня отсчёта до воздушного судна.



De hoogte in Flightlevels kan variëren afhankelijk van de heersende luchtdruk (QNH).



“Hogedruk-situatie”

In dit voorbeeld ligt het drukvlak van de QNE boven het drukvlak van de QNH.

**Су 27**

