



# Динамика полета

Лекция 6



# Характерные скорости горизонтального полета

Кривые Жуковского позволяют

оценить

характерные скорости ГП, т.е. оценить

предельные возможности самолета.

**Теоретическая минимальная скорость**  $V_{T.min}$  - это скорость в ГП на критическом угле атаки  $\alpha_{кр}$  ( $c_{ymax}$ )

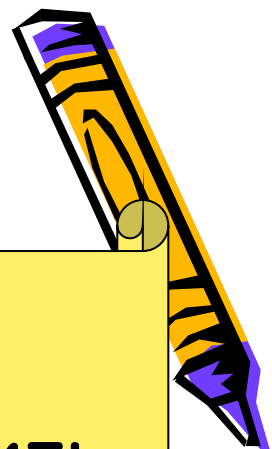
$$V_{T.min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{ymax}}}$$

Определение по кривым Жуковского:

Необходимо провести касательную к кривой  $P_n = f(V)$

или  $N_n = f(V)$ , параллельную оси ординат.

Поскольку установившейся полет на критическом угле атаки практически невозможен, то эту скорость называют **теоретически минимальной**.



# Наивыгоднейшая скорость -V<sub>наив</sub> это

скорость в ГТТ при которой требуется

минимальная потребная тяга  $\Rightarrow P_{\text{п min}} = G / K_{\text{max}}$

$$V_{\text{наив}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{\text{наив}}}}}$$



Определение по кривым Жуковского:

Необходимо провести касательную к кривой  $P_{\text{п}} = f(V)$  в

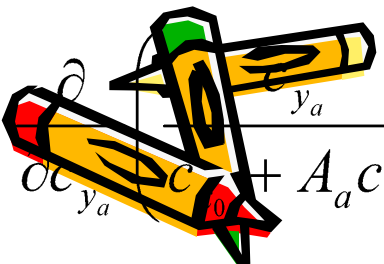
точке  $P_{\text{п min}}$ , параллельную оси абсцисс.

Аналитический метод определения  $V_{\text{наив}}$

$$c_{x_a} = c_{x_0} + A_a c_{y_a}^2 \quad K = c_{y_a} / c_{x_a} = c_{y_a} / (c_{x_0} + A_a c_{y_a}^2)$$

Аэродинамическое качество будет максимальным если

$$\partial K / \partial c_{y_a} = 0.$$


$$\left( \frac{\partial}{\partial c_{y_a}} \left( \frac{c_{y_a}}{c_{x_0} + A_a c_{y_a}^2} \right) \right) = \frac{c_{x_0} - A_a c_{y_a}^2}{(c_{x_0} + A_a c_{y_a}^2)^2} = 0 \Rightarrow c_{y_{\text{НАИВ}}} = \sqrt{\frac{c_{x_0}}{A_a}} \quad K_{\text{max}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{c_{x_0} A_a}}$$

**Крейсерская скорость**  $V_{крс}$  это скорость в ГП на которой отношение потребной тяги к потребной скорости минимально, т.е.

$$\left( \frac{P_{\Pi}}{V} \right)_{\min} \rightarrow V_{крс} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{крс}}}}$$

**Определение по кривым Жуковского:**

Необходимо провести из начала координат касательную к кривой  $P_{\Pi} = f(V)$ .

**Аналитический метод определения  $V_{крс}$ :**

$$\left( \frac{P_{\Pi}}{V} \right)_{\min} = \left( \frac{G}{KV} \right)_{\min} = \left( \frac{G c_{x_a}}{c_{y_a} \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_a}}}} \right)_{\min} = \left( \frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{1/2}} \right)_{\min} \sqrt{\frac{G \rho S}{2}} \rightarrow \left( \frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{1/2}} \right)_{\min}$$



Приравняв

$$\frac{\partial}{\partial c_{y_a}} \left( \frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{1/2}} \right) = 0$$

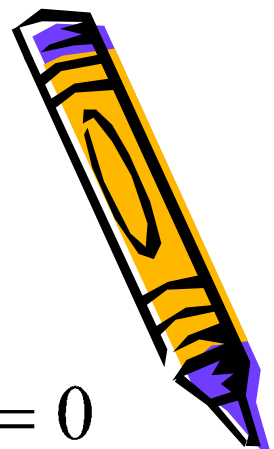
получим:

$$\frac{\partial}{\partial c_{y_a}} \left( \frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{1/2}} \right) = \frac{\partial}{\partial c_{y_a}} \left( \frac{c_{x_0} + A_a c_{y_a}^2}{c_{y_a}^{1/2}} \right) = \frac{3A_a c_{y_a}^2 - c_{x_0}}{2c_{y_a}^{3/2}} = 0$$

откуда  $c_{y \text{ крс}} = \sqrt{\frac{c_{x_0}}{3A_a}}$

**Экономическая скорость**  $V_{\text{ЭК}}$  - это скорость в ГП при которой полет выполняется на экономическом угле атаки  $\alpha_{\text{ЭК}}$  и потребная мощность минимальна  $N_{\text{П} \cdot \text{min}}$

$$V_{\text{ЭК}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y \text{ ЭК}}}}$$



## Определение по кривым Жуковского:

Необходимо провести касательную к кривой

$N_{\pi} = f(V)$  в точке  $N_{\pi \min}$ , параллельную оси абсцисс.

Аналитический метод определения  $V_{\text{ЭК}}$

Потребная мощность будет минимальной если коэффициент мощности  $(c_{x_a} / c_{y_a}^{3/2})_{\min}$

Для этого необходимо  $\rightarrow \frac{\partial}{\partial c_{y_a}} (c_{x_a} / c_{y_a}^{3/2}) = 0$

Решение этого уравнения даст значение коэффициента подъемной силы на экономическом режиме полета

$$c_{y \text{ ЭК}} = \sqrt{\frac{3c_{x_0}}{A_{\alpha}}}$$



**Максимальная скорость**  $V_{\max}$  - это скорость в ГП при которой полет выполняется на максимальном газе.

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2P_p}{\rho S c_{x_a}}} \quad \rightarrow \quad \left. \begin{array}{l} P_{\Pi} = P_p \\ N_{\Pi} = N_p \end{array} \right\} \text{ (при максимальном газе)}$$

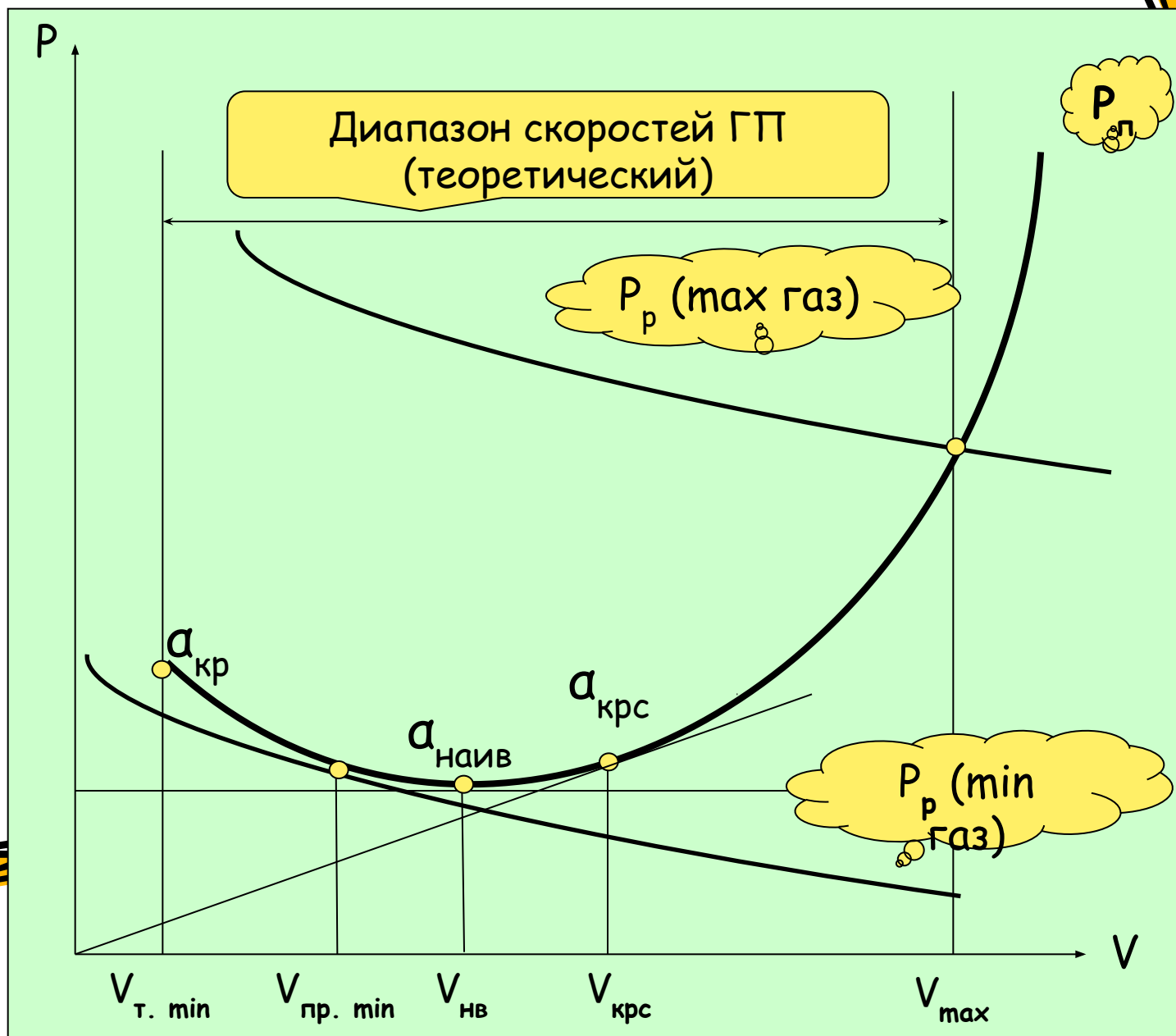
**Определение по кривым Жуковского:**

Точка пересечения кривой потребных тяг с располагаемой тягой построенной при работе двигателей на **максимальном газе**.

**Практическая минимальная скорость**  $V_{\text{пр. min}}$  - это скорость в ГП при которой полет выполняется с работой двигателей на минимально допустимом газе (не путать с малым газом).

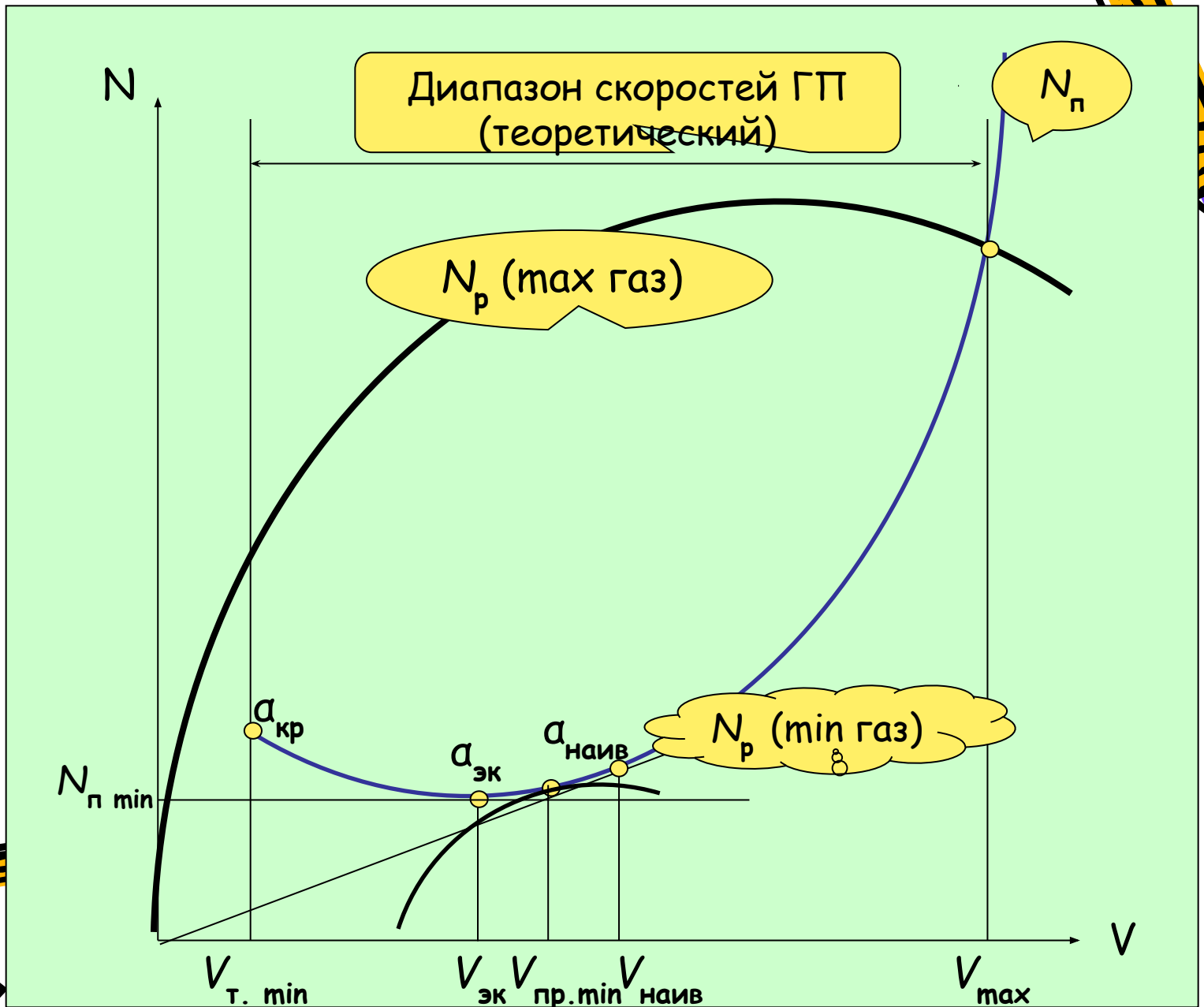


# Характерные скорости ГП самолет с ТРД





# Самолет с ТВД (ПД)



# Характерные режимы ГП



Практически минимальная скорость делит диапазон возможных скоростей ГП на две характерные области:

- **первых режимов** от  $V_{пр. до}$  до  $V_{max}$
- **вторых режимов** от  $V_{T.min}$  до  $V_{пр. min}$ .

**Отличительные особенности** при полете ВС на этих режимах:

## - управление самолетом

На **первом режиме** самолет стремится сохранить заданную скорость ГП при возмущениях. На **втором режиме** он этими свойствами не обладает.

## - экономичность

Скорость полета на **первом режиме** всегда больше, чем на втором. Значит полет на **первом режиме** более экономичен, т.к. дальность при том же времени полета больше (а при той же дальности время полета меньше).



## Безопасность полетов

Полет в области **первых режимов** является

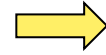
безопасным,

т.к. когда скорости большие, углы атаки малые. Сложность управления и близость углов атаки к критическому

не гарантируют БП в области **вторых режимов**.

**Условия полета самолета:**

- в области I режима



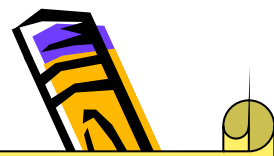
$$\frac{\partial P_{II}}{\partial V} > \frac{\partial P_p}{\partial V} \quad \frac{\partial N_{II}}{\partial V} > \frac{\partial N_p}{\partial V}$$

- в области II режима

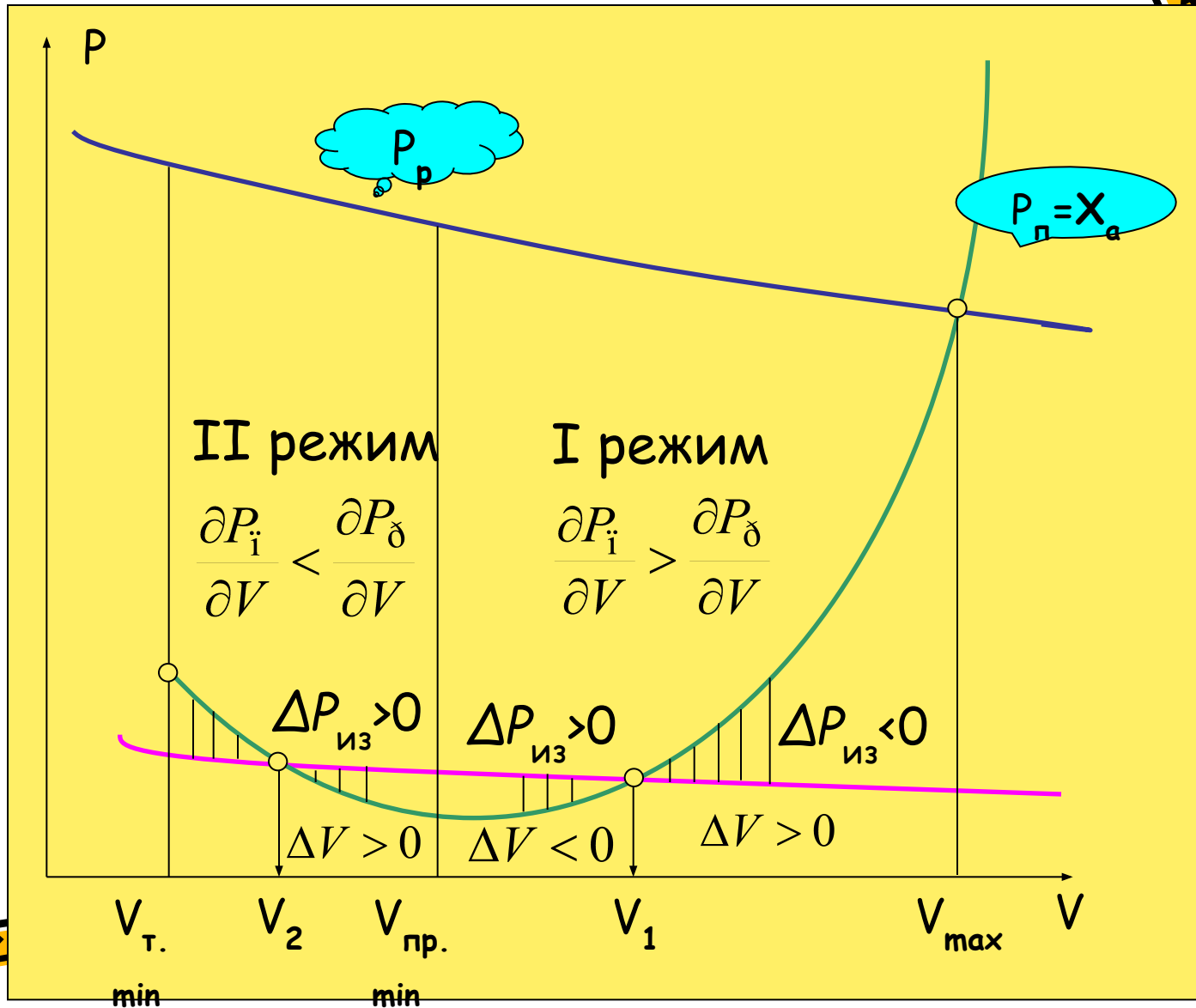


$$\frac{\partial P_{II}}{\partial V} < \frac{\partial P_p}{\partial V} \quad \frac{\partial N_{II}}{\partial V} < \frac{\partial N_p}{\partial V}$$

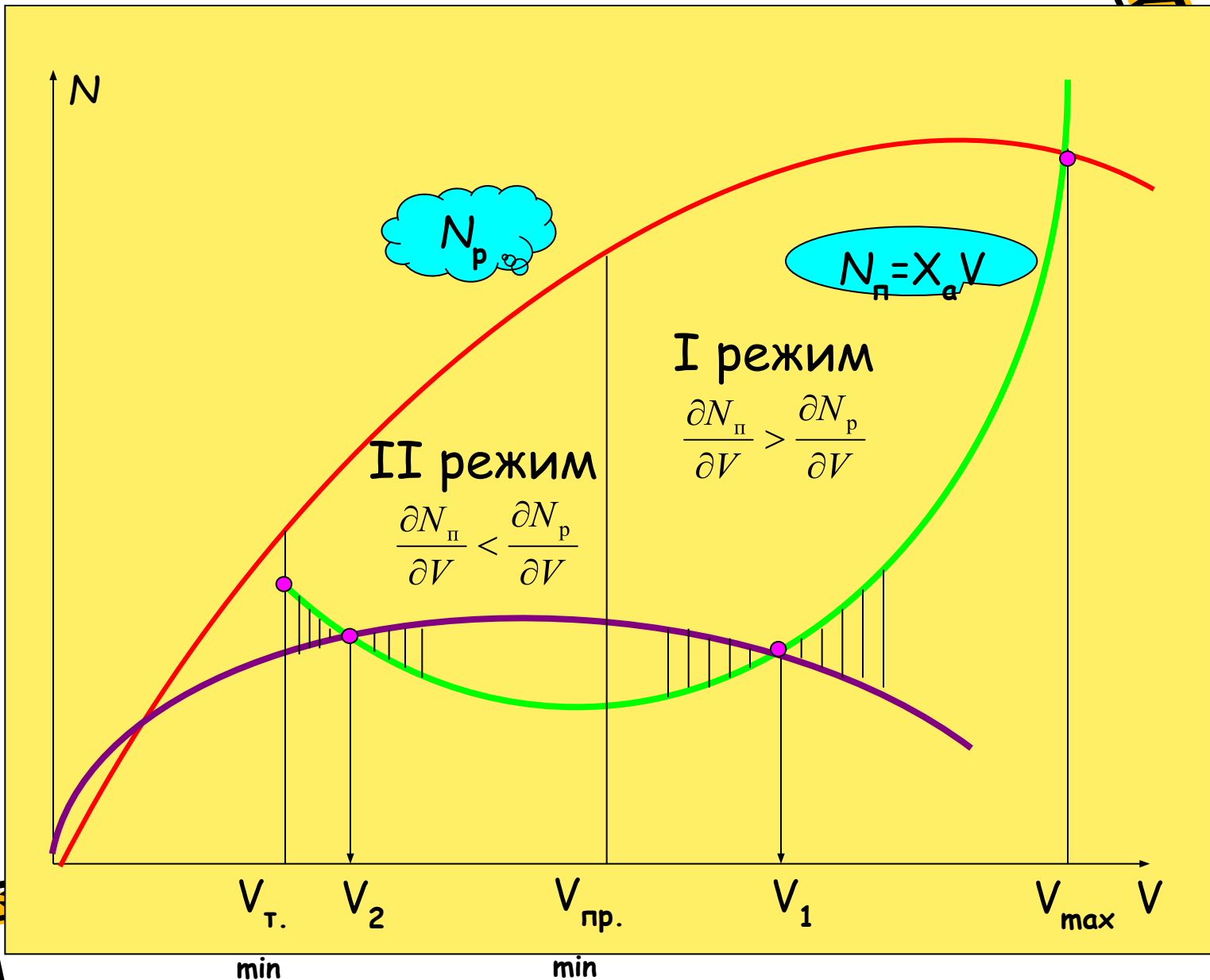
Через опасность сваливания крейсерские полеты на **вторых режимах** запрещены!



# Схема первых и вторых режимов ГТТ

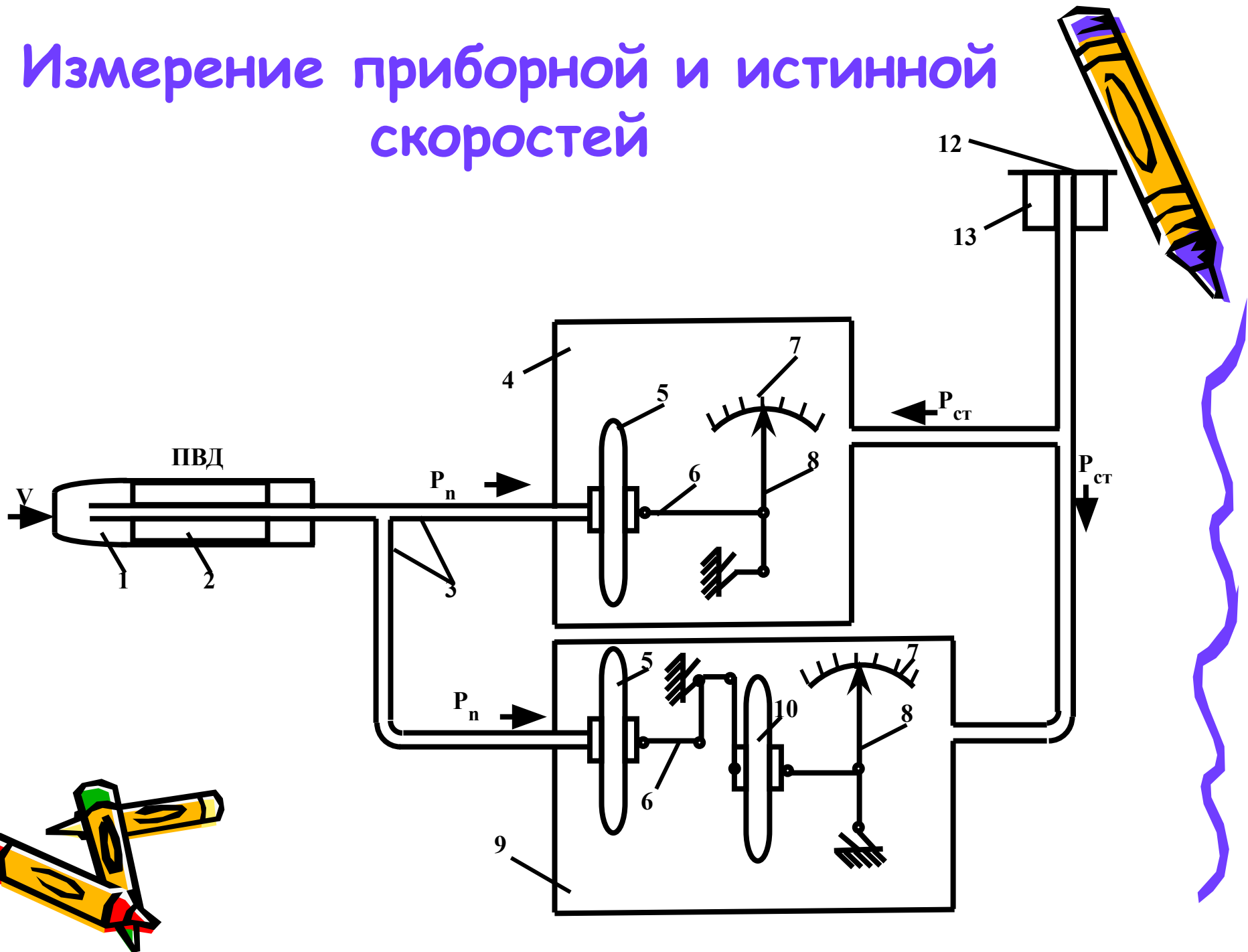


самолет с ТРД



самолет с ТВД

# Измерение приборной и истинной скоростей



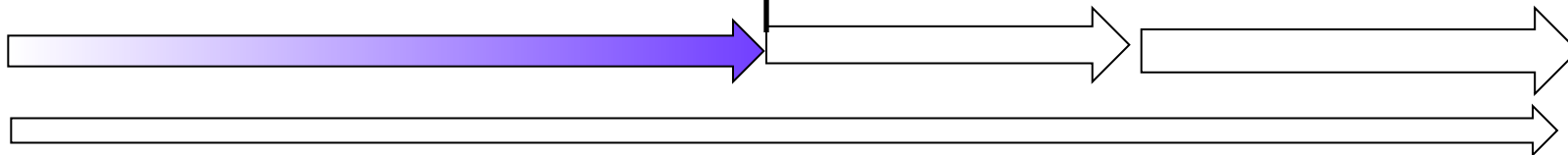
# Соотношение между скоростями



Приборная скорость  
рекомендованная  
инструкцией  
экипажу

Инструмен-  
тальная  
поправка  $\Delta V$

Аэродинами-  
ческая  
поправка  $\Delta V_a$



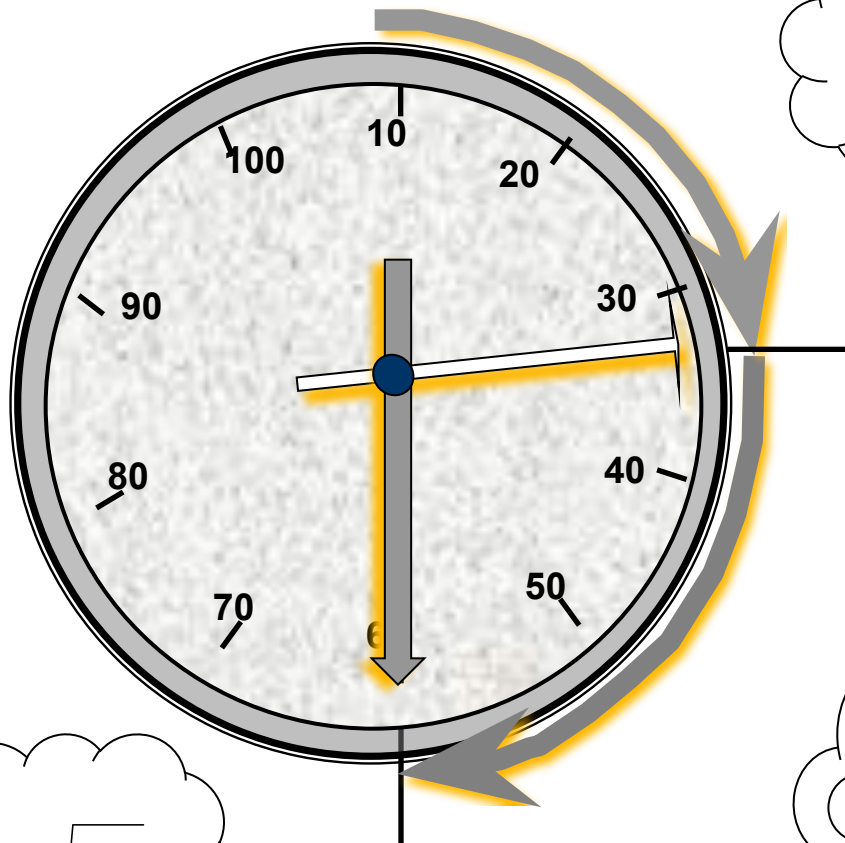
Эту скорость показывает КУС - 1200

$$V_{\text{испр. пр}} = V_{\text{пр}} + \Delta V + \Delta V_a$$

Исправленная приборная скорость



# Прибор КУС - 1200



$V_{np}$

Поправка

$$\frac{\rho_0}{\rho_H}$$

$V_{ист} = V_{np} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$





# Диаграмма диапазона истинных скоростей



$$H \uparrow \Rightarrow \rho \downarrow \Rightarrow (\text{при } m = \text{const}, \alpha = \text{const}) V \uparrow!!!$$

На высоте:

$$H=0 \text{ м} \rightarrow V_0 = \sqrt{\frac{2G}{\rho_0 S c_{y_a}}}, \quad H \rightarrow V_H = \sqrt{\frac{2G}{\rho_H S c_{y_a}}}$$

При одном и том же

$c_{y_a}$  получим  $\frac{V_H}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$

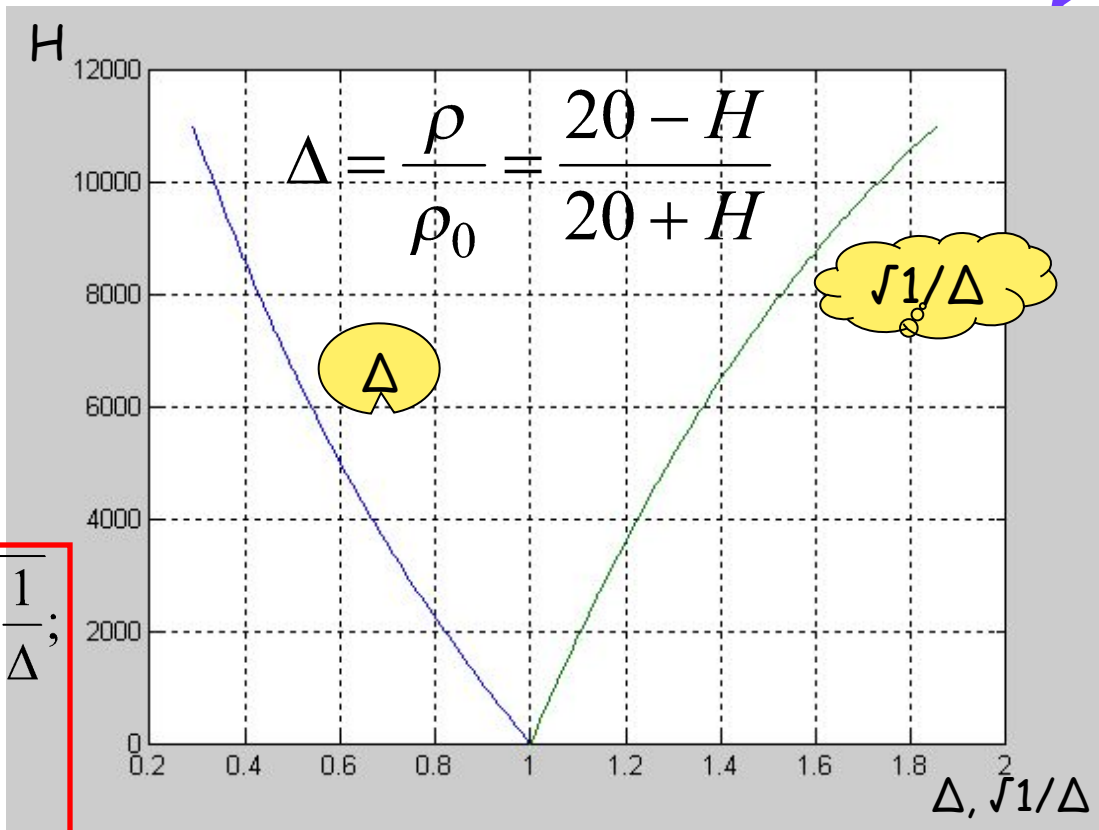
или

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

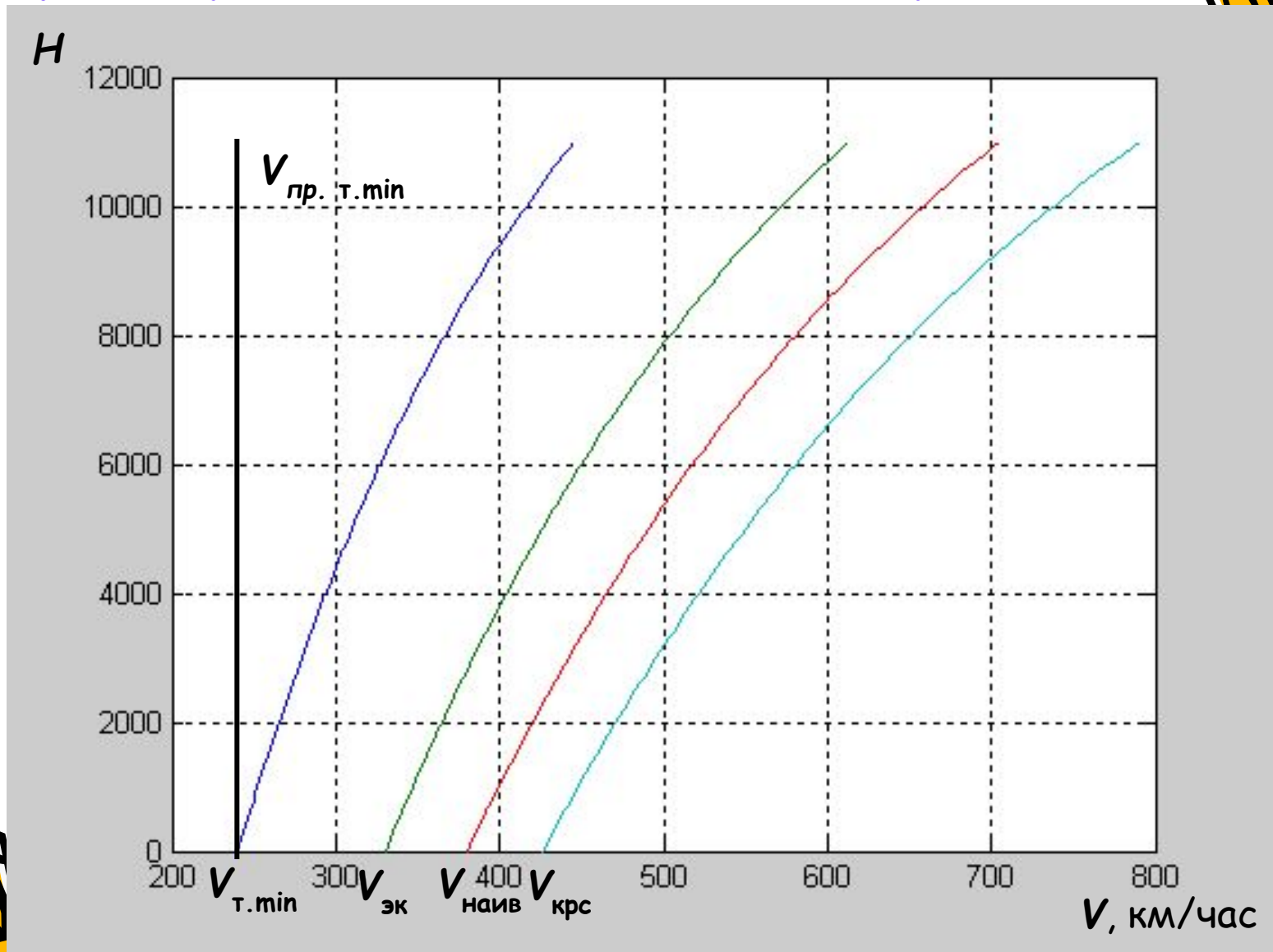
Тогда:

$$V_{T.\text{min}} = V_{T.\text{min}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}; \quad V_{\text{крс}} = V_{\text{крс}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}};$$

$$V_{\text{наив}} = V_{\text{наив}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}; \quad V_{\text{эк}} = V_{\text{эк}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}.$$



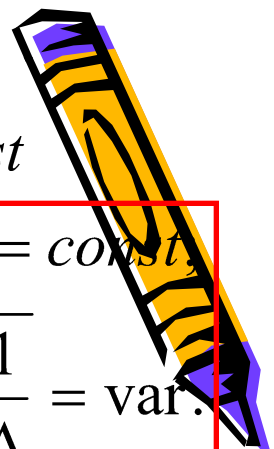
# Изменение характерных скоростей ГП по высоте при отсутствии сжимаемости воздуха



Самолет Як-42. Масса 54000 кг.

# Изменение максимальной скорости ГТ

Примем (на разных высотах)  $\Rightarrow c_{ya} = const$  и  $c_{xa} = const$



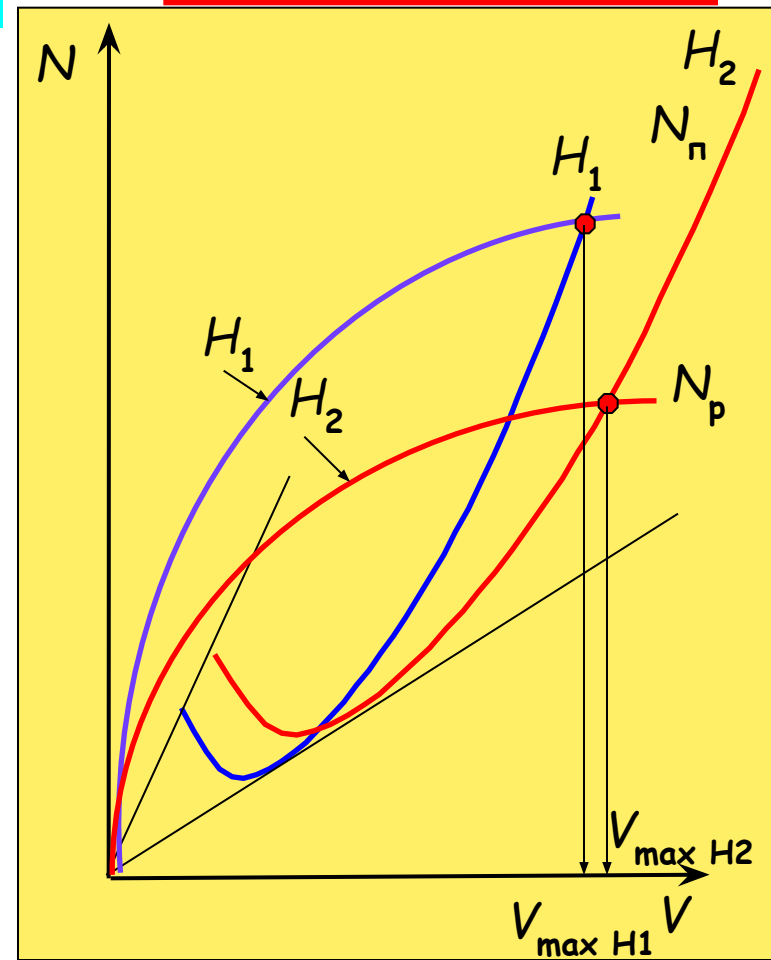
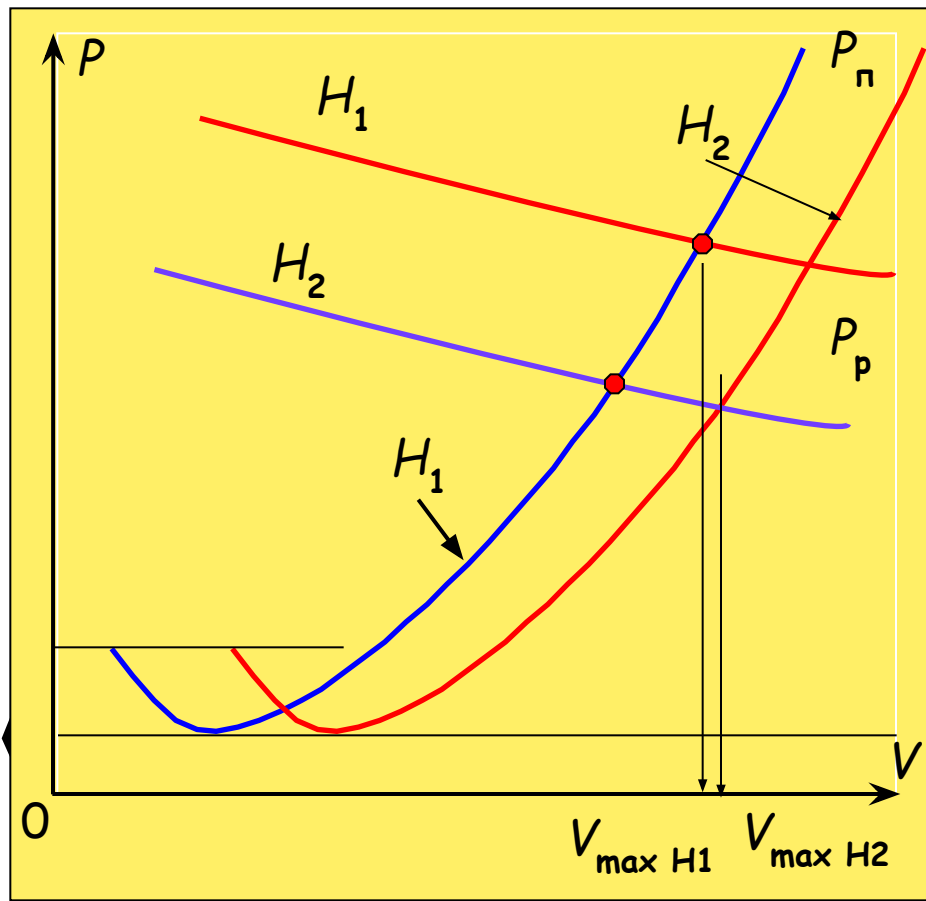
(пренебрегаем влиянием сжимаемости !!!)

$$P_{\Pi} = mg / K = const.$$

Тогда при изменении  $H \Rightarrow$

$$N_{\Pi} = N_{\Pi.0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = var.$$

$$H_2 > H_1$$



# Максимальная скорость ГТ

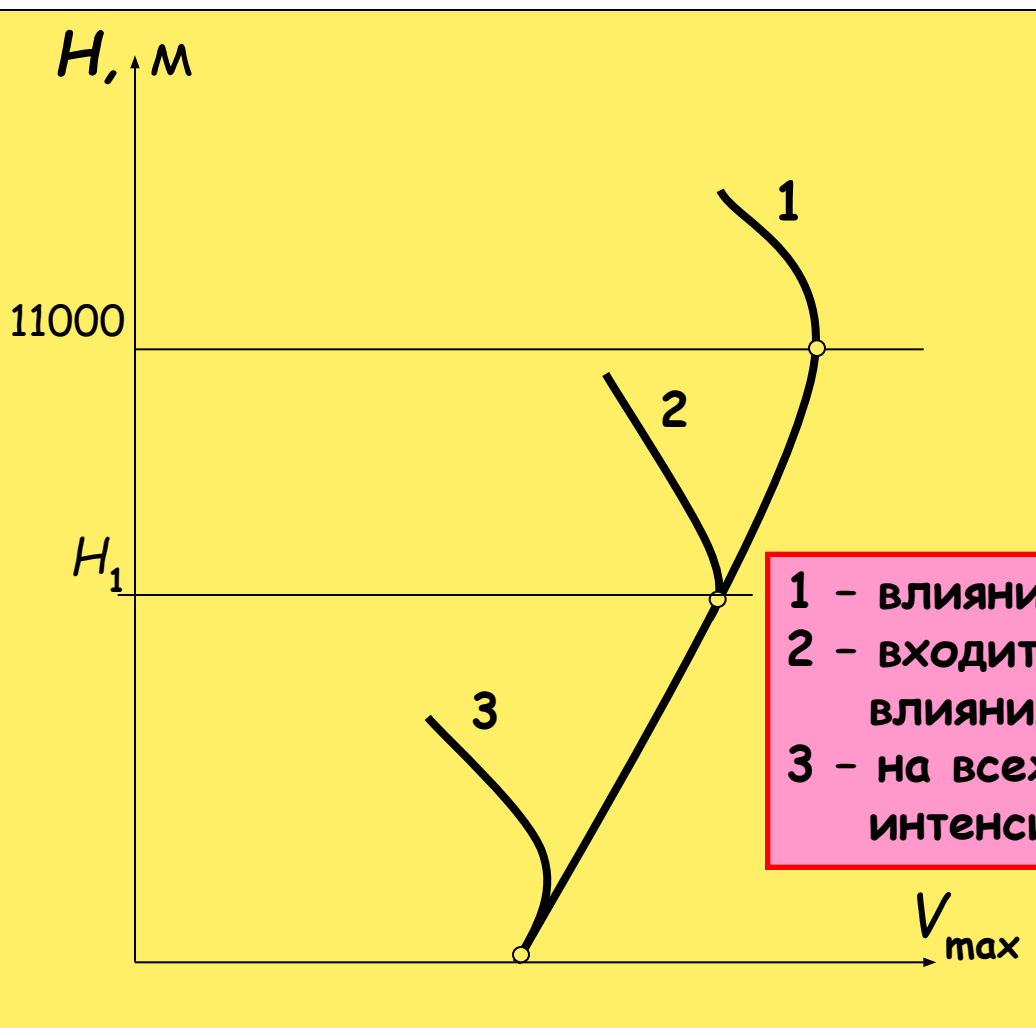
Самолет с ТРД:  $P_p = X_a = c_{xa} \frac{\rho V_{\max}^2}{2} S \Rightarrow V_{\max} = \sqrt{\frac{2P_p}{\rho S c_{xa}}}$

$$V_{\max} = f(P_p, c_{xa}, \rho, S, M)$$

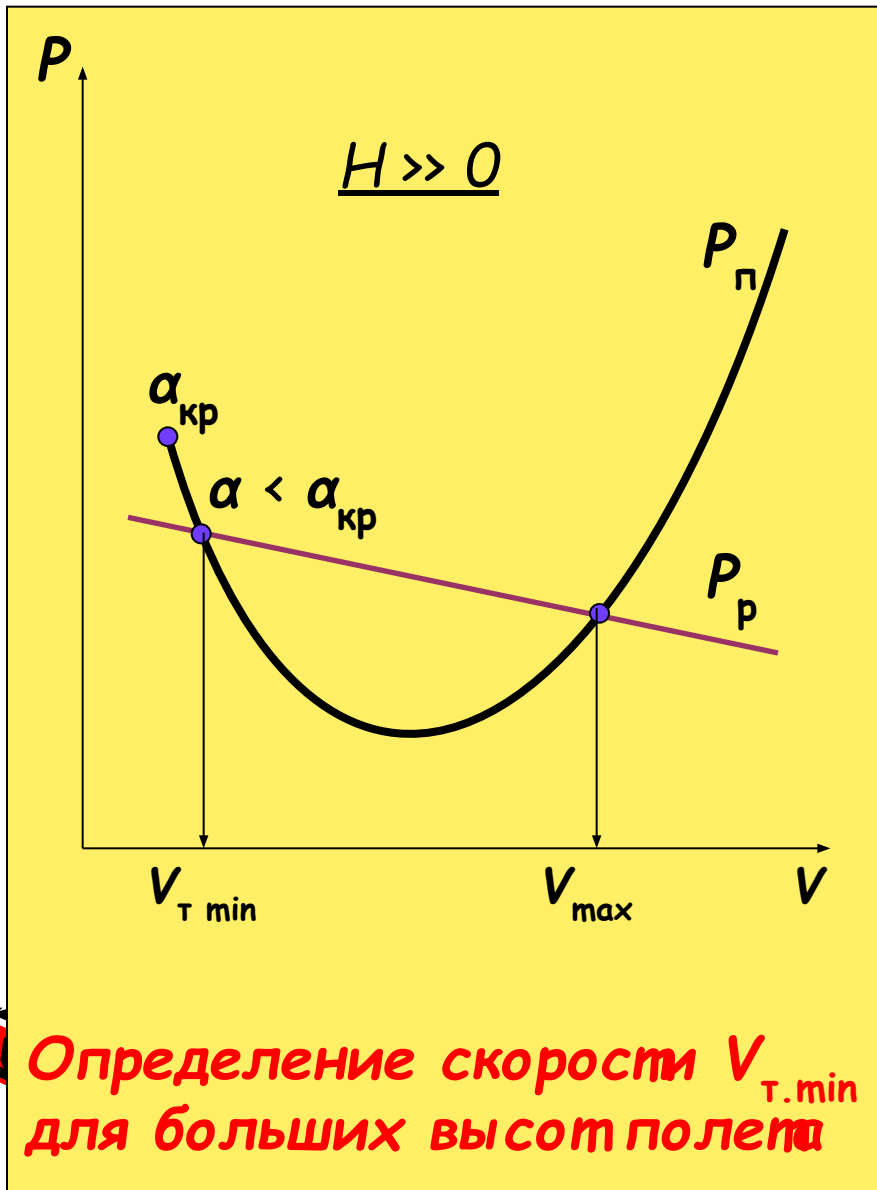
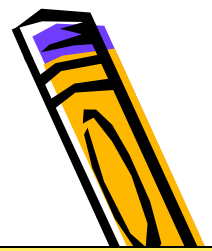
Самолет с ТВД:

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2iN_{\text{э}}\eta_{\text{в}}}{\rho S c_{xa}}}$$

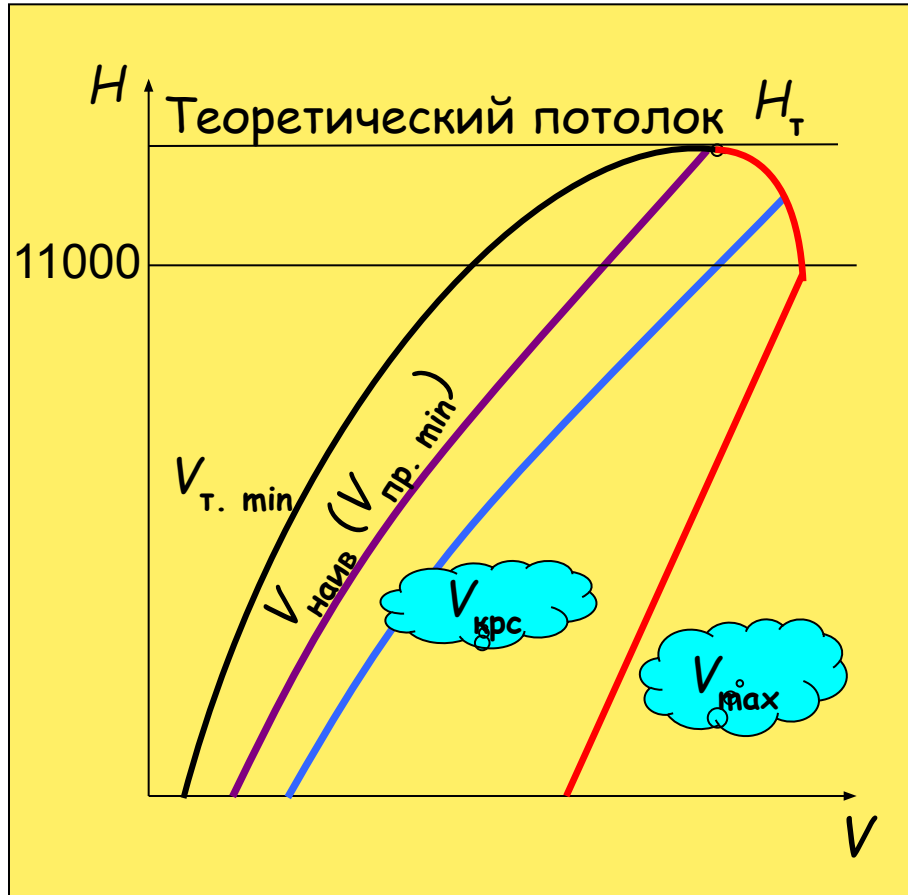
$$V_{\max} = f(N_{\text{э}}, c_{xa}, \rho, S, \eta_{\text{в}})$$



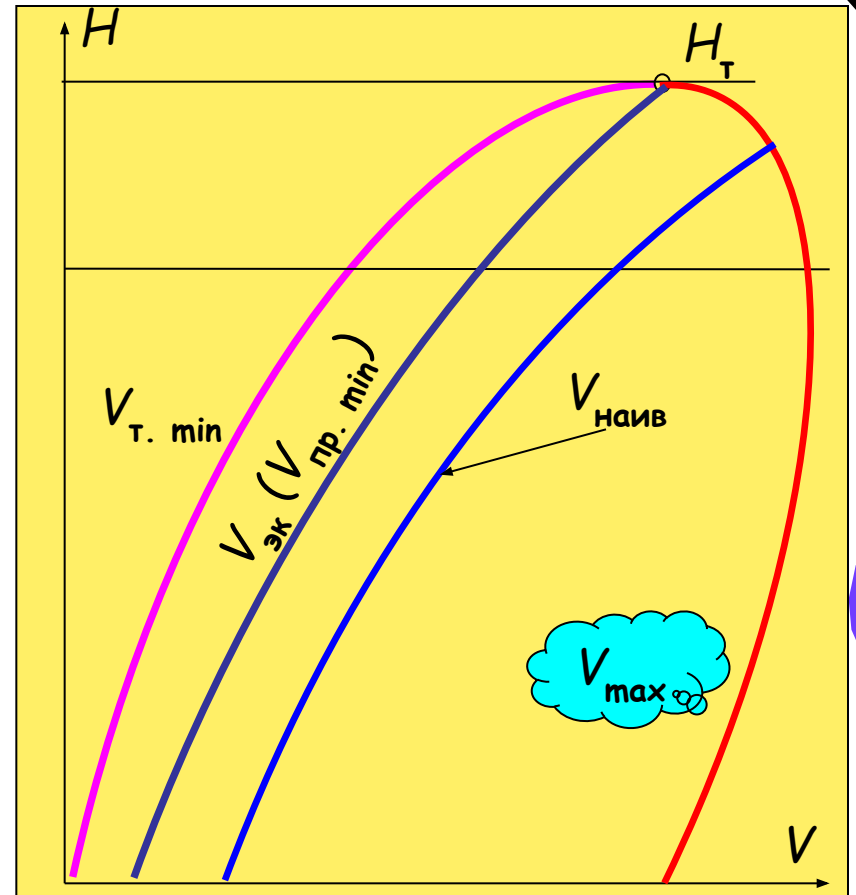
# Максимальная скорость ГТ на больших высотах полета



# Диаграммы диапазонов характерных скоростей (истинных)



самолет с ТРД



самолет с ТВД



# Эксплуатационные ограничения скорости полета


## - ограничения по тяге двигателей:

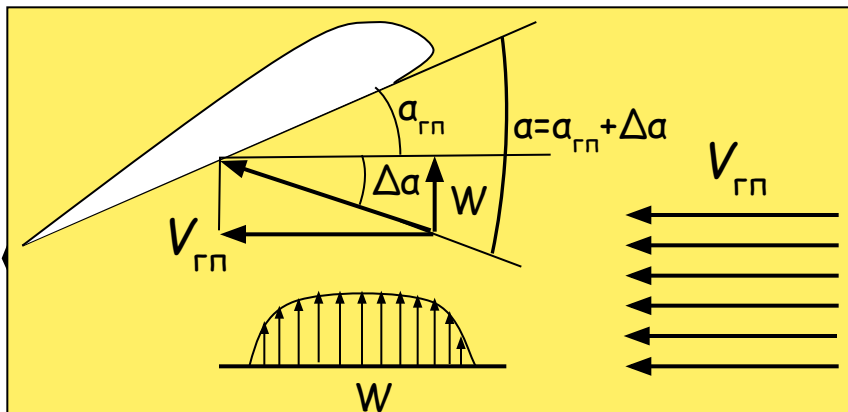
Оценивают по величине **максимальной скорости** в ГП  
 ГП  
 (располагаемая тяга, мощность при номинальном режиме работы двигателей)

## - ограничения по безопасности полетов:

$\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{тр}}$  ИЛИ  $C_{y\text{доп}} = C_{y\text{тр}}$      $\alpha_{\text{доп}}$  - по результатам летных испытаний

**АП-25**  $\Rightarrow \alpha_{\text{доп}} \leq \alpha_c - 3^\circ \Rightarrow$  **для штилевых условий !!!**

**В реальных условиях** 



$$\Delta\alpha = (\alpha - \alpha_{\text{г.п.}}) \cong \text{tg } \Delta\alpha = \frac{W}{V} = \frac{W_i}{V_i}$$

где:  $W_i = W \sqrt{\Delta}$ ,  $V_i = V \sqrt{\Delta}$ .

$$W_i = \frac{V_{\text{г.п.}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}})$$

$$K = 0,7 \dots 0,95$$


Согласно АП-25 при полете в неспокойной атмосфере

нормируется значение индикаторных порывов ветра по высоте полета:

$$H \leq 7000 \text{ м} \Rightarrow W_{i \text{ зад}} = 9,0 \text{ м/с};$$
$$H > 7000 \text{ м} \Rightarrow W_{i \text{ зад}} = 9,0 - 0,5(H / 1000 - 7).$$

Скорость горизонтального полета, при которой при  $W_{i \text{ зад}}$  произойдет выход на  $\alpha_{\text{доп}}$  ( $c_{y \text{ доп}}$ ), и есть минимально допустимая в ГП по условию безопасности полетов  $V_{\text{min доп}}$

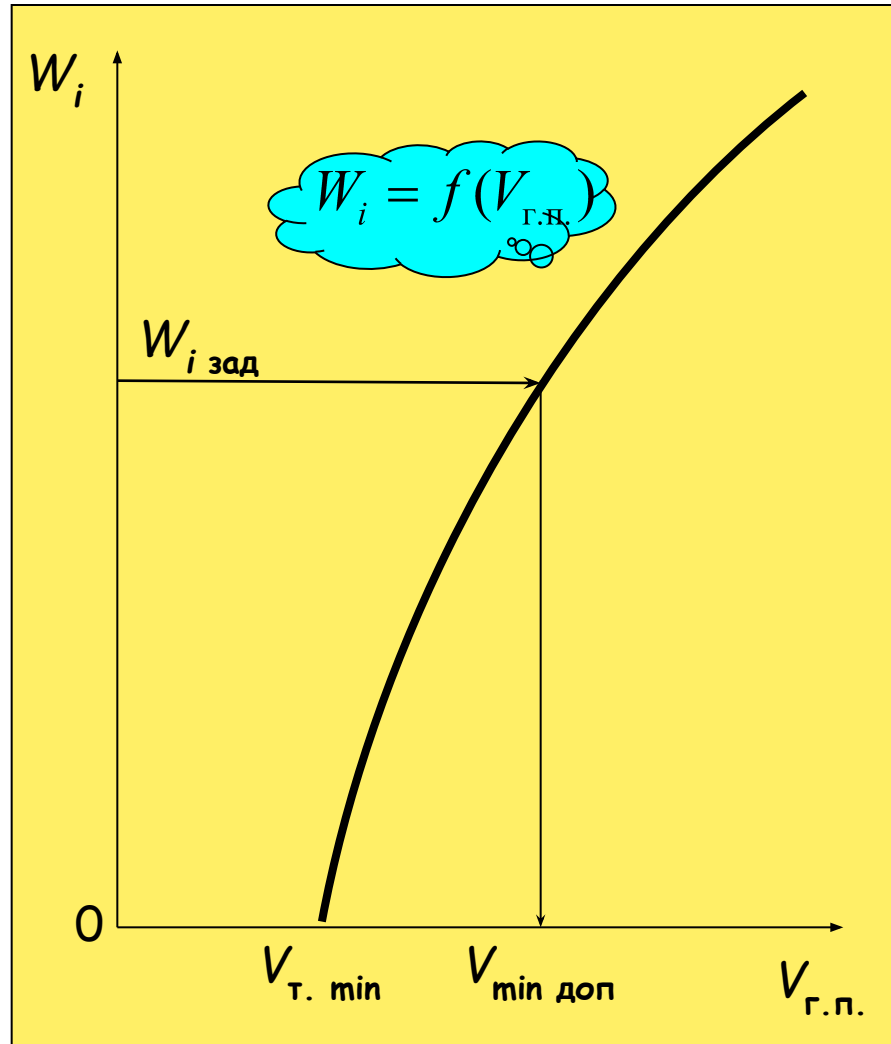
При заданной массе самолета и высоте полета задается ряд значений скорости ГП (от  $V_{\text{т. min}}$  до  $V_{\text{наиб}}$ ) и рассчитываются соответствующие значения углов атаки  $\alpha_{\text{г.п.}}$ . В соответствии с полетной массой самолета выбирается значение коэффициента  $K$ . Используя соотношение


$$K (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}}) \text{ рассчитывается зависимость } W_i = f(V_{\text{..г.п.}})$$



# Определение предельной скорости

$$V_{\min \text{ доп}}$$





# - ограничения по прочности конструкции:

Изменения угла атаки вызванное воздействием вертикального порыва ветра, может привести к неблагоприятным последствиям и при полете на больших скоростях. Возникшая в результате порыва **нормальная перегрузка**  $n_y$  может превысить **максимальную эксплуатационную перегрузку**  $n_{y \max \text{ доп}}$ , что не допустимо.

Для самолетов ГА из условий прочности назначается значение **максимальной эксплуатационной перегрузки**

$$n_{y \max \text{ доп}}^{\text{э}} = 2,5 \boxtimes 3,5$$

Чтобы гарантировать самолет от этого явления устанавливается максимально допустимая скорость по максимальной эксплуатационной перегрузке

$$V_{\max \text{ доп}}^{n_y}$$



Воздействие вертикального индикаторного порыва ветра  $W_i$  приводит к появлению вертикальной перегрузки:

$$\Delta Y_a = \Delta c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S = c_y^a \Delta \alpha \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$n_y = \frac{Y_a \pm \Delta Y_a}{G} = 1 \pm \frac{\Delta Y_a}{G} = 1 \pm \Delta n_y = 1 \pm \frac{c_y^a \Delta \alpha \rho V^2 S}{2G} =$$

$$1 \pm \frac{c_y^a \Delta \alpha \rho_0 V_i^2 S}{2G} = 1 \pm \frac{c_y^a \left( \frac{W_i}{V_i} K \right) \rho_0 V_i^2 S}{2G} = 1 \pm \frac{c_y^a \rho_0 K S V_i W_i}{2G};$$

где:

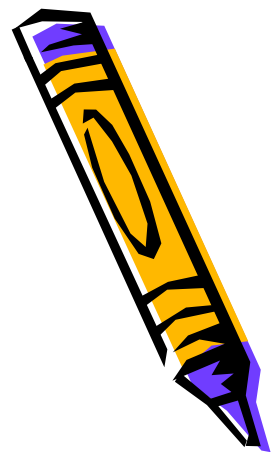
«+» восходящий порыв ветра;  
«-» нисходящий порыв ветра.

Допустимый индикаторный порыв ветра:

$$W_i = \frac{2(n_{y \max}^{\circ} - 1)G}{\rho_0 c_y^a K S V \sqrt{\Delta}}$$

Тогда при заданной интенсивности индикаторного порыва ветра  $W_{i \text{ изд}}$  предельная скорость равна:

$$V_{\max \text{ доп}}^{n_y} = \frac{2(n_{y \max}^{\circ} - 1)G}{\rho_0 c_y^a K S W_{i \text{ изд}}} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = V_{\max \text{ доп } H=0}^{n_y} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$



**Ограничения по прочности конструкции**  
лимитируются также **допустимым скоростным напором**

$$q_{\text{доп}} = \rho \left( V_{\text{max доп}}^q \right)^2 / 2$$

Для самолетов ГА  $q_{\text{доп}} \approx (13 \dots 19) \cdot 10^3 \text{ Н/м}^2$

Тогда максимально допустимая скорость полета:

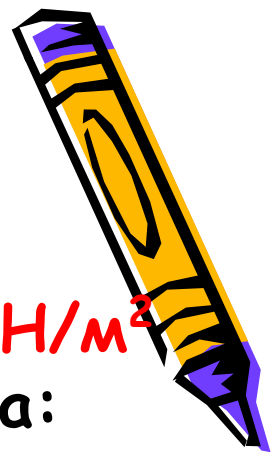
$$V_{\text{max доп}}^q = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}} = V_{\text{max доп } H=0}^q \sqrt{\frac{1}{\Delta}} \quad \text{где} \quad V_{\text{max доп } H=0}^q = \sqrt{2q_{\text{доп}} / \rho_0}$$

**ограничения по устойчивости и управляемости:**

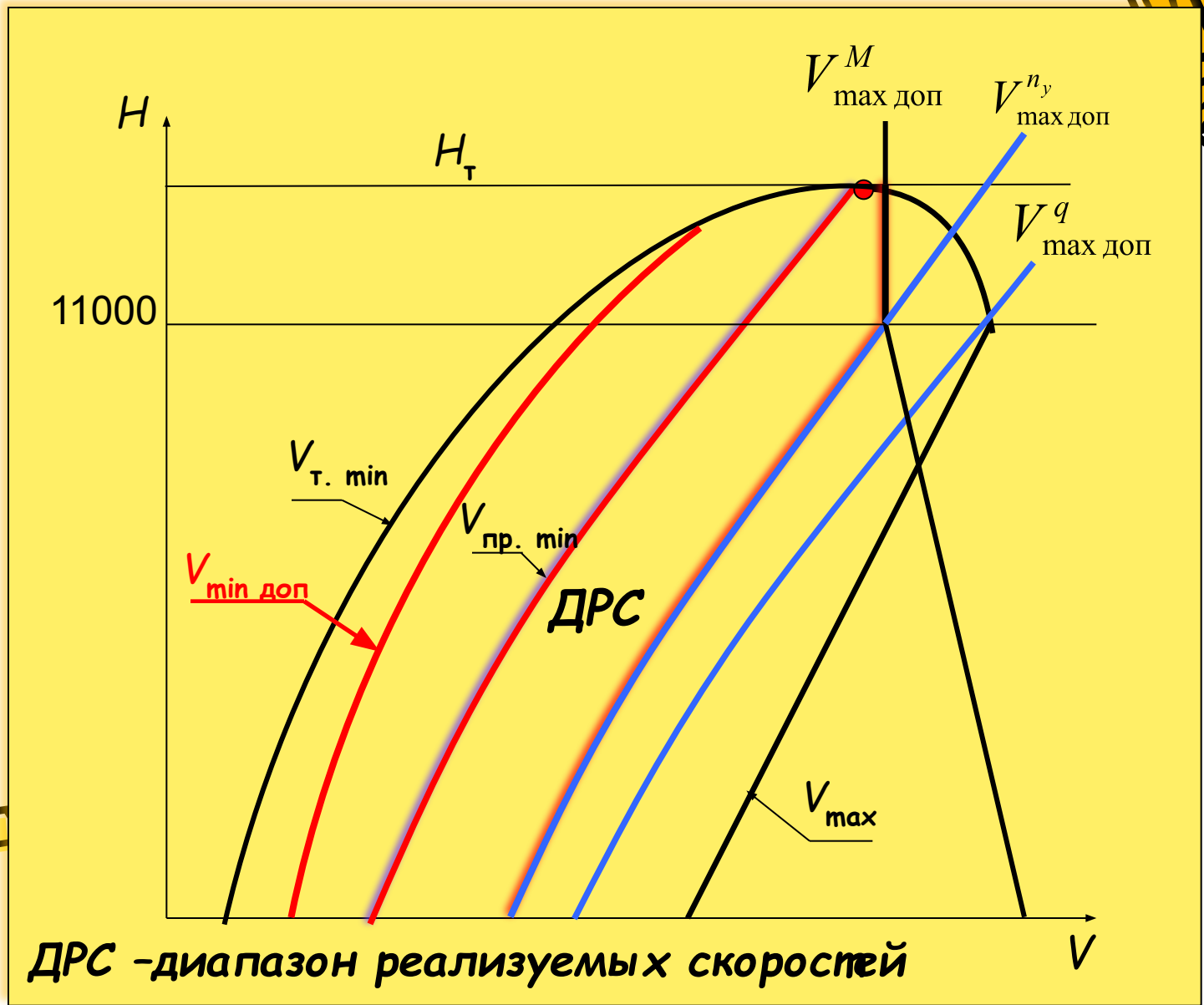
Для самолетов ГА ограничение верхнего предела скорости по числу  $M$  устанавливается из условия **обеспечения устойчивости и управляемости.**

В этом случае скорость ограничивается заданием допустимого числа  $M_{\text{доп}}$

Тогда  $V_{\text{max доп}}^M = aM_{\text{доп}}$



# Эксплуатационные ограничения скоростей в горизонтальном полете



**ДРС - диапазон реализуемых скоростей**

