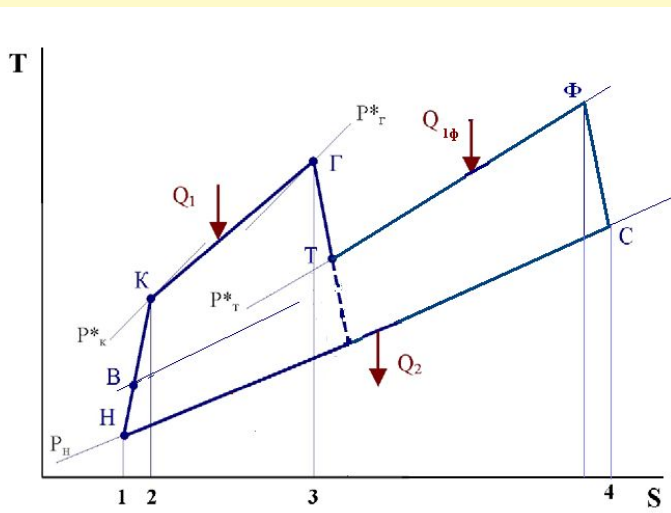
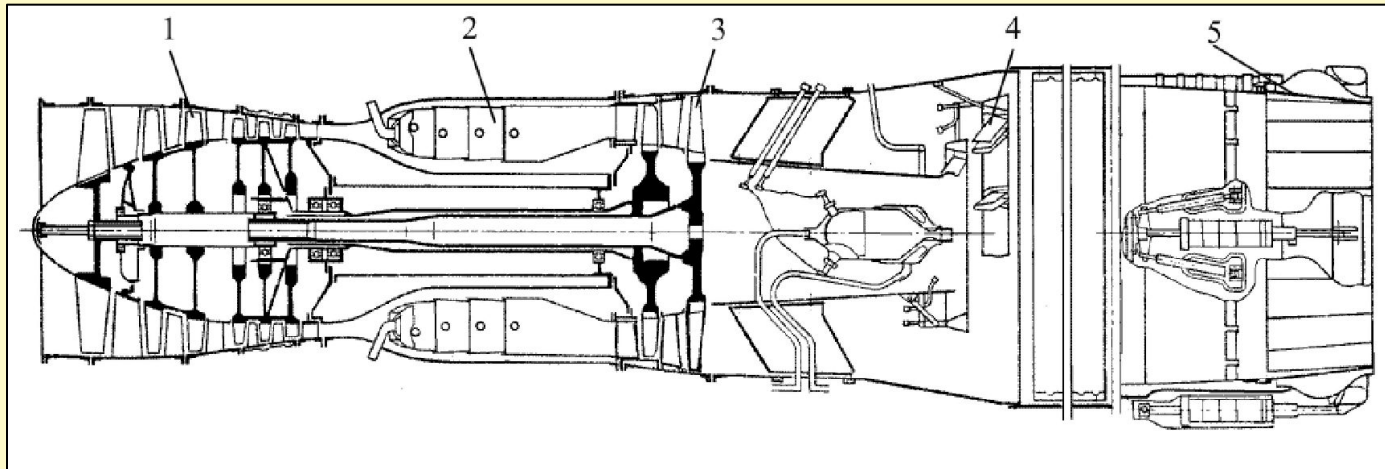


# Турбореактивные двигатели с форсажем (ТРДФ)



Скорость истечения газа из  
сопла:

$$C_{c\Phi} = \varphi_{c\Phi} \sqrt{2 \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R T_\Phi^* \left[ 1 - \left( p_H / p_\Phi^* \right)^{k_\Gamma - 1 / k_\Gamma} \right]}$$

$$C_c = \varphi_c \sqrt{2 \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R T_T^* \left[ 1 - \left( p_H / p_T^* \right)^{k_\Gamma - 1 / k_\Gamma} \right]}$$

$$\frac{C_{c\Phi}}{C_c} \approx \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_T^*}}$$

# Параметры ТРДФ

Удельная тяга двигателя :

$$R_{\text{уд.}\phi} = C_{c\phi} - V = C_c \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}} - V = R_{\text{уд}} \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}} + V \left( \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}} - 1 \right)$$

$$\bar{R}_{\text{уд.}\phi} = \frac{R_{\text{уд.}\phi}}{R_{\text{уд}}} = \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}} + \frac{V}{R_{\text{уд}}} \left( \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}} - 1 \right) \quad \begin{array}{l} \text{степень} \\ \text{форсирования} \\ \text{двигателя} \end{array}$$

при взлете:  $\bar{R}_{\text{уд.}\phi} = \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}}$

Необходимое увеличение площади  
критического сечения сопла  
 (принимая условие  $p_{\tau}^* = \text{const}$ )

$$G_{\Pi} = m_{\tau} \frac{\sigma_{\text{кр}} p_{\tau}^*}{\sqrt{T_{\tau}^*}} F_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{кр}}) = m_{\tau\phi} \frac{\sigma_{\text{кр}\phi} p_{\tau}^*}{(1 + g_{\tau\phi}) \sqrt{T_{\phi}^*}} F_{\text{кр}\phi} q(\lambda_{\text{кр}\phi})$$

откуда  
 приближенно:

$$\bar{F}_{\text{кр}\phi} = \frac{F_{\text{кр}\phi}}{F_{\text{кр}}} \approx \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_{\tau}^*}}$$

# Параметры ТРДФ

**Подведенная  
теплота**

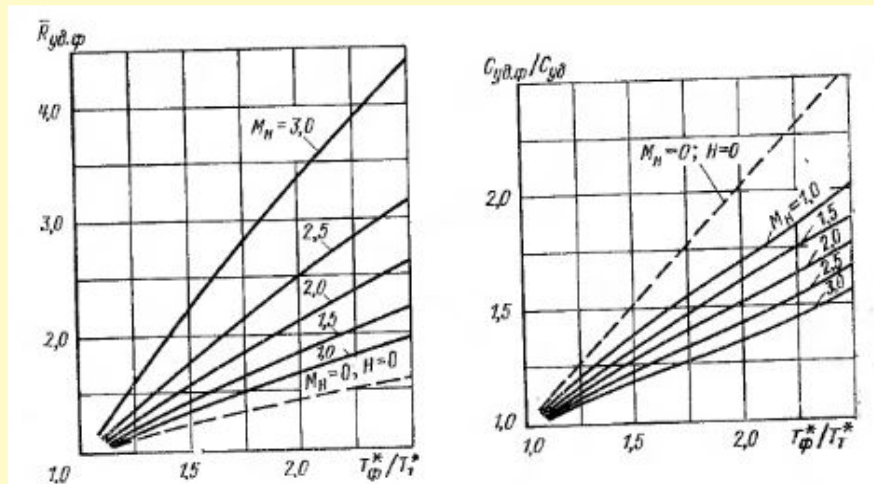
$$Q_1 + Q_{1\phi} = c_p (T_r - T_k) + c_p (T_\phi - T_r) = c_p (T_r - T_v - \frac{L_k}{c_p} + T_\phi - T_r + \frac{L_r}{c_p}) = c_p (T_\phi - T_v)$$

максимально достижимая температура  $T_\phi$  определяется запасом кислорода для горения:

$$\alpha_\Sigma = \frac{Q_H^p}{(Q_1 + Q_{1\phi}) L_0} \leq 1.1 \dots 1.15 \quad \text{при } \alpha_\Sigma = 1: \quad T_{\phi \text{ пред}} = T_v + \frac{\eta_{\Sigma} Q_H^p}{C_p L_0}$$

в стендовых условиях  $T_{\phi \text{ пред}} \approx 2200 \text{ K}$ ; при  $M_n = 2,5$  до  $2400 \text{ K}$ ; практически  $T_{\phi \text{ пред}} = 1900 - 2100 \text{ K}$ .

Влияние условий полета на  $R_{\text{уд } \phi}$  и  $C_{\text{уд } \phi}$



удельный расход топлива:

$$C_{\text{уд } \phi} = \frac{3600(Q_1 + Q_{1\phi})}{R_{\text{уд } \phi} Q_H^p}$$

$$\pi_\Sigma = 10; H = 11 \text{ км}; T_r^* = 1200 \text{ K}$$

# Оптимизация параметров двигателей с форсажем

- Применение: когда режимы форсажа используются в качестве основных режимов работы.
- Задача: при заданных условиях полета и постоянстве  $T_\Gamma$  и  $T_\Phi$  найти степень повышения давления в компрессоре, соответствующую максимальной удельной тяге
- $R_{уд\ max}$  достигается при  $p_{\Gamma}^* = p_{T\ max}^*$   
поскольку  $p_H = \text{const}$  и  $p_B = \text{const}$ , это соответствует условию

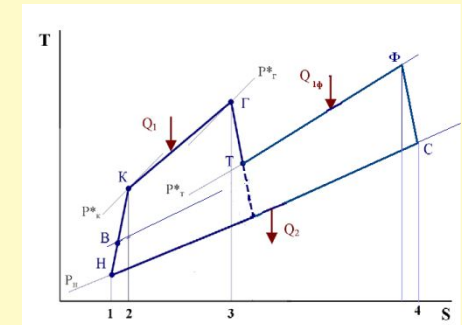
$$\frac{x_K}{x_T} = \left( \frac{x_K}{x_T} \right)_{\max}$$

из уравнения  
баланса

$$\frac{k}{k-1} R T_H^* \frac{x_K - 1}{\eta_K} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R T_\Gamma^* \eta_\Gamma \left( 1 - \frac{1}{x_T} \right)$$

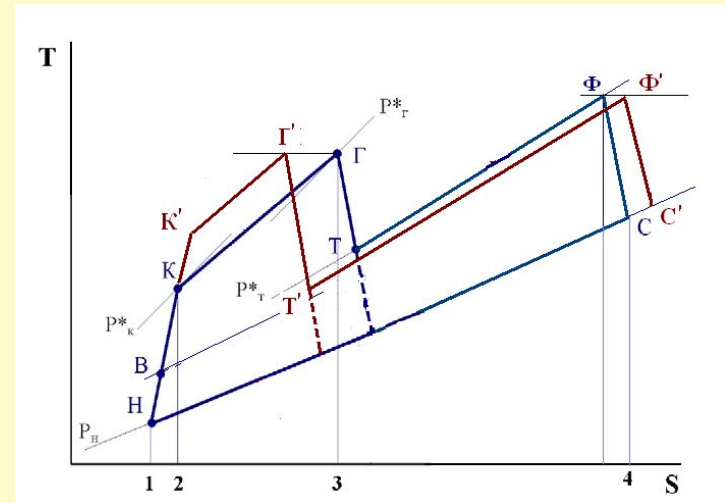
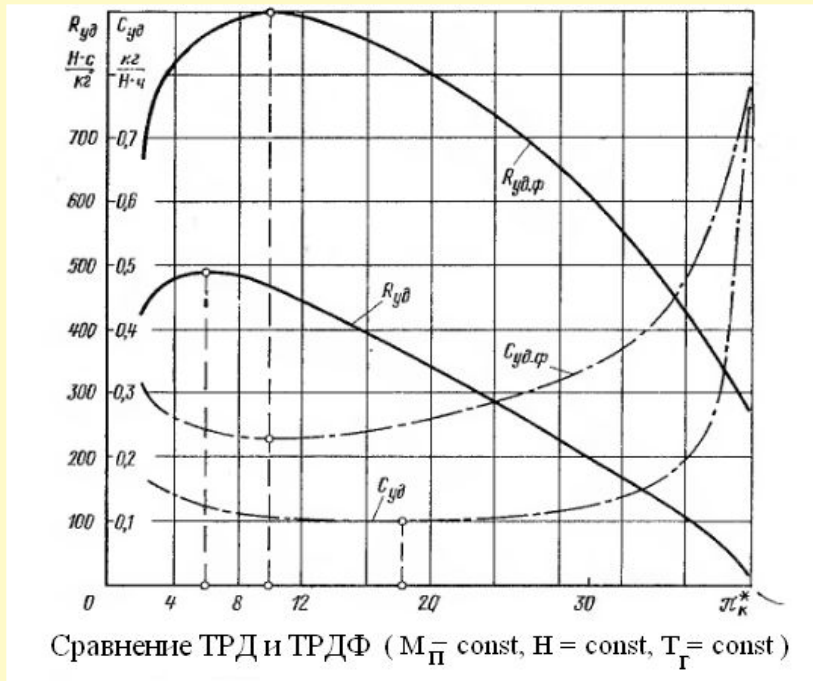
получаем

$$\frac{x_K}{x_T} = x_K \left( 1 - \frac{x_K - 1}{\eta_\Gamma \eta_K} \right) \rightarrow \frac{\partial}{\partial x_K} \left( \frac{x_K}{x_T} \right) = 0$$



в результате  $\eta_\Gamma \eta_K - 2x_K + 1 = 0$  и  $\pi_{\text{копт}\phi} = \left( \frac{1 + \eta_\Gamma \eta_K}{2} \right)^{k/(k-1)}$

# Оптимизация параметров двигателей с форсажем



$\pi_c$  у ТРД и ТРДФ изменяются одинаково, а температура перед форсажной камерой по-разному

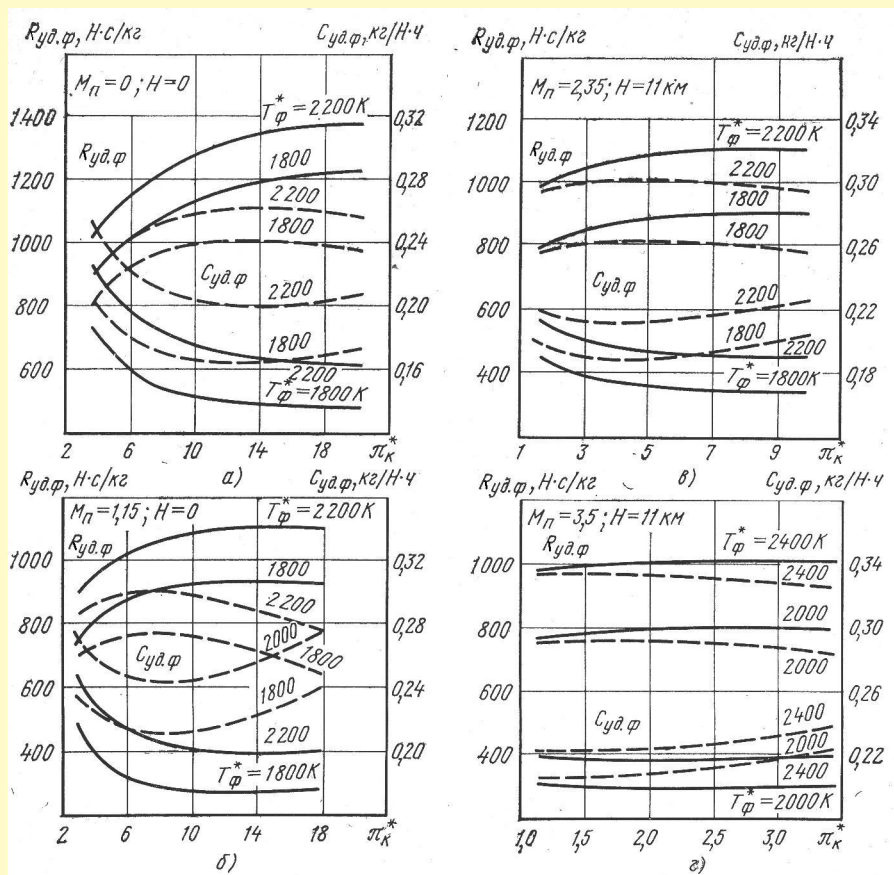
оптимальные  $\pi_K$  по удельной тяге и экономичности совпадают

$$Q_1 + Q_{1\phi} = \frac{C_p}{\eta_{r\Sigma}} (T_{\Phi} - T_H) = \text{const} \longrightarrow C_{yd\phi} = \frac{3600(Q_1 + Q_{1\phi})}{R_{уд\phi} Q_H^p}$$

$$\pi_{\text{копт}\phi} = \left\{ \frac{1}{2} \left[ 1 + \frac{T_{II}}{T_H} \frac{\eta_T \eta_K}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{II}^2 \right)} \right] \right\}^{k/(k-1)}$$

|   | xl       | xlф |
|---|----------|-----|
| 2 | 1,264911 | 1,8 |
| 3 | 1,549193 | 2,2 |
| 4 | 1,788854 | 2,6 |
| 5 | 2        | 3   |

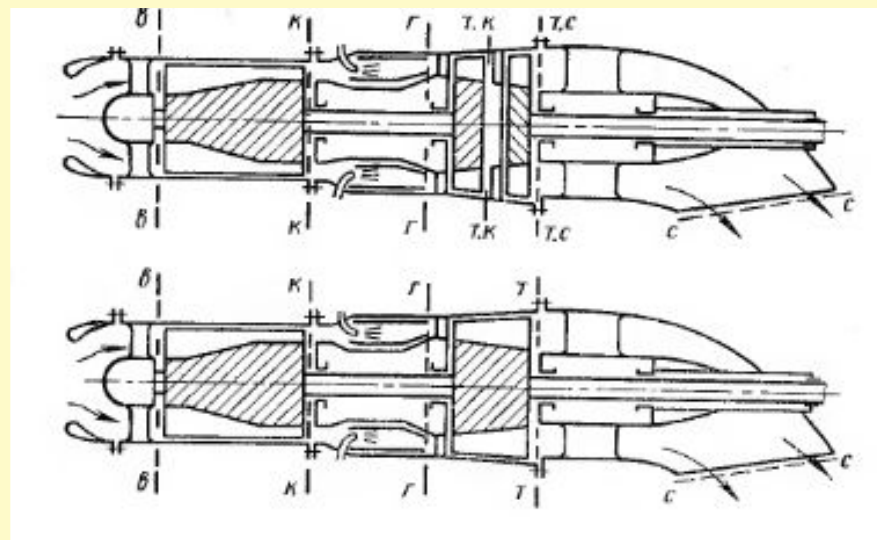
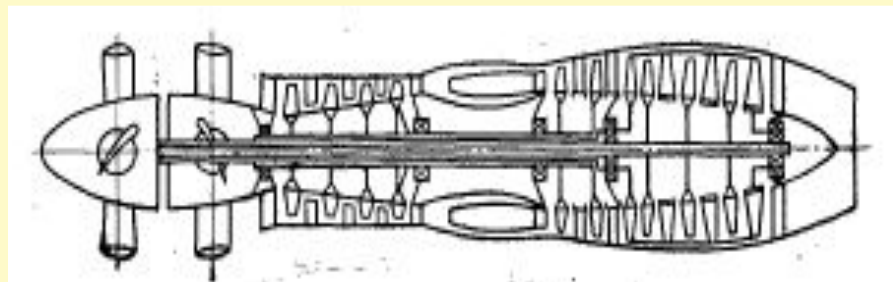
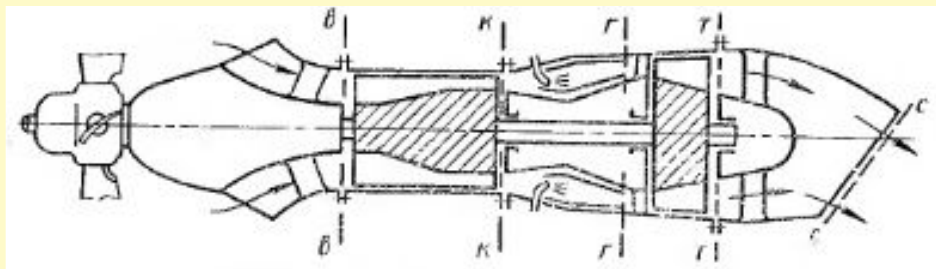
# Зависимость показателей ТРДФ при различных условиях полета от $\pi_k$ , $T_f$ и $T_{\phi}$



—————  $T_f = 1600 K$   
 - - - - -  $T_f = 1200 K$

- увеличение  $T_{\phi}$  всегда увеличивает  $R_{yд}$  и  $C_{yд}$ ;
- увеличение  $T_f$  увеличивает  $R_{yд}$  и уменьшает  $C_{yд}$ ;
- при изменении  $\pi_k$  оба параметра имеют экстремум, причем, чем больше  $M_n$ , тем меньше  $\pi_{k_{опт}}$ ;
- с ростом  $M_n$  влияние параметров ослабевает, т.к. уменьшается теплоподвод в основной камере и растет при сжатии доля скоростного напора.

# Турбовинтовые и турбовальные двигатели



$$L_e = (L_T - L_K) \eta_p + \frac{C_c^2 - V^2}{2} = L_B + \frac{C_c^2 - V^2}{2}$$

( $\eta_p = 0,98 - 0,985$ )

$R = R_B + R_C$  - суммарная тяга

Тяговая работа:

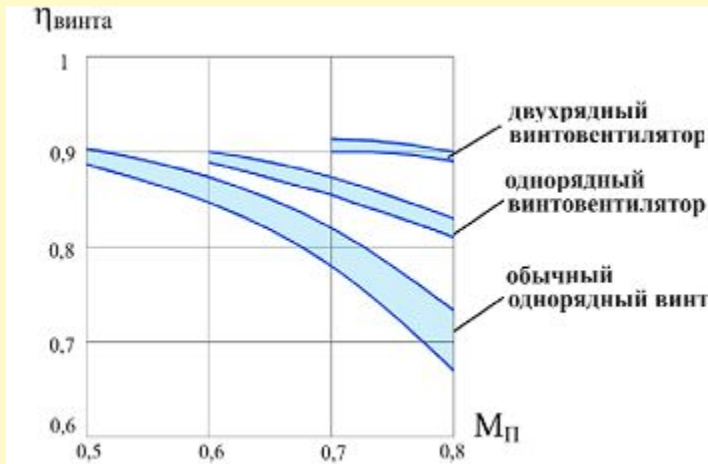
$$L_{\text{ТЯГ}} = L_{\text{ТЯГ В}} + L_{\text{ТЯГ С}} = L_B \eta_B + (C_C - V)V$$

Эквивалентная мощность

$$N_{\text{э}} = N_B + \frac{R_C V}{\eta_B}$$



# Показатели ТВД



На взлетном режиме или при работе на стенде  $V=0$  и  $\eta_e = 0$ .

Принимают:

$$R_B / N_B = \beta = 12 \div 16 \text{ (Н/кВт)} \quad \text{и} \quad N_{\text{э}0} = N_{\text{в}0} + \frac{R_{c0}}{\beta}$$

Полный КПД двигателя:

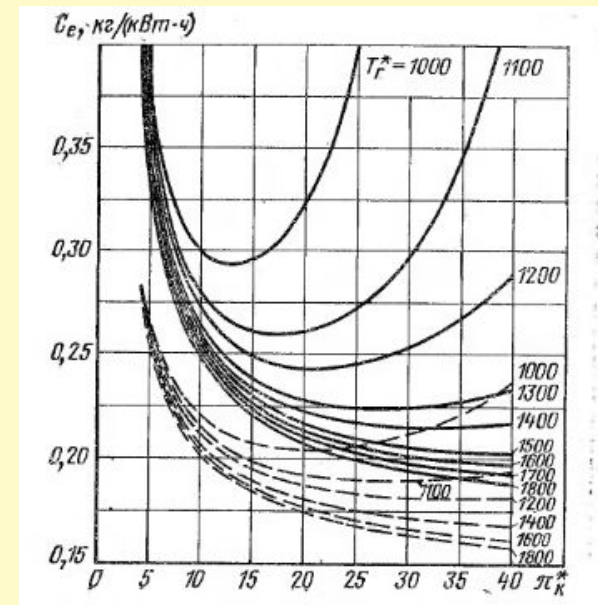
$$\eta_{\text{п}} = \frac{L_{\text{тяг}}}{Q_1} = \frac{N_{\text{тяг}}}{GQ_1} \quad \text{где} \quad N_{\text{тяг}} = N_{\text{э}}\eta_{\text{в}}, \quad GQ_1 = \frac{Q_{\text{н}}^p G_{\text{тч}}}{3600}$$

$$\eta_{\text{п}} = \frac{3600 N_{\text{э}} \eta_{\text{в}}}{Q_{\text{н}}^p G_{\text{тч}}} = \frac{3600 \eta_{\text{в}}}{Q_{\text{н}}^p c_e}$$

здесь

$$c_e = \frac{G_{\text{тч}}}{N_{\text{э}}}$$

удельный  
расход  
топлива



—————  $H=0, M_{\text{п}}=0$   
 - - - - -  $H=11\text{км}, M_{\text{п}}=0,75$



# Оптимальное распределение работы цикла между винтом и соплом

*Тяговая работа:*

*Работа, передаваемая на винт:*

$$L_{\text{тяг}} = L_{\text{в}} \eta_{\text{в}} + (C_c - V)V \quad \leftarrow \quad L_{\text{в}} = \left( L_e - \frac{C_c^2 - V^2}{2} \right) \eta_{\text{мех}}$$

*в качестве переменной введем  
отношение скоростей  $C_c / V$*

$$L_{\text{тяг}} = \left\{ L_e - \frac{V^2}{2} \left[ \left( \frac{C_c}{V} \right)^2 - 1 \right] \right\} \eta_{\text{мех}} \eta_{\text{в}} + V^2 \left( \frac{C_c}{V} - 1 \right) \quad \frac{\partial L_{\text{тяг}}}{\partial \left( \frac{C_c}{V} \right)} = 0$$

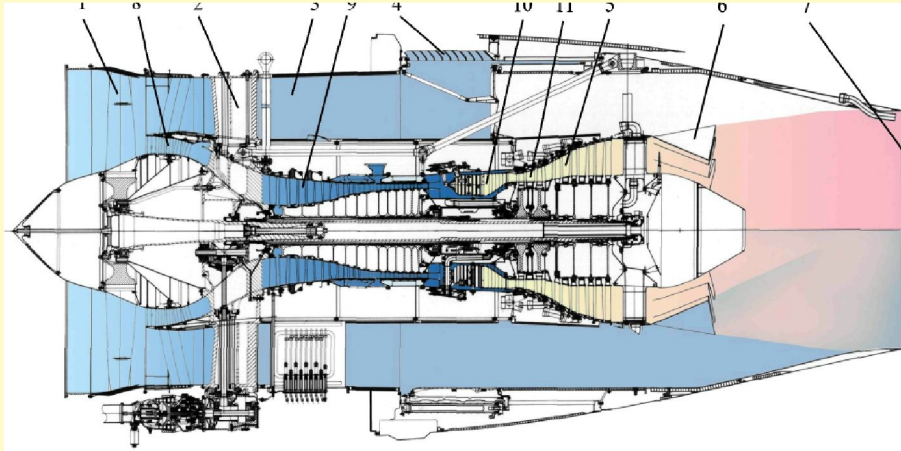
*После дифференцирования:*

$$\left( \frac{C_c}{V} \right)_{\text{опт}} = \frac{1}{\eta_{\text{мех}} \eta_{\text{в}}}$$

*принимают  $\pi_c = 1, 15 \dots 1, 3$ .*

*поскольку  $Q_1$  не зависит от  
распределения работы,  
величина  $(C_c/V)_{\text{опт}}$   
соответствует также  
максимуму полного КПД  $\eta_{\text{п}}$ .*

# Двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД)



*Степень двухконтурности*

$$m = \frac{G_{\text{BII}}}{G_{\text{BI}}}$$

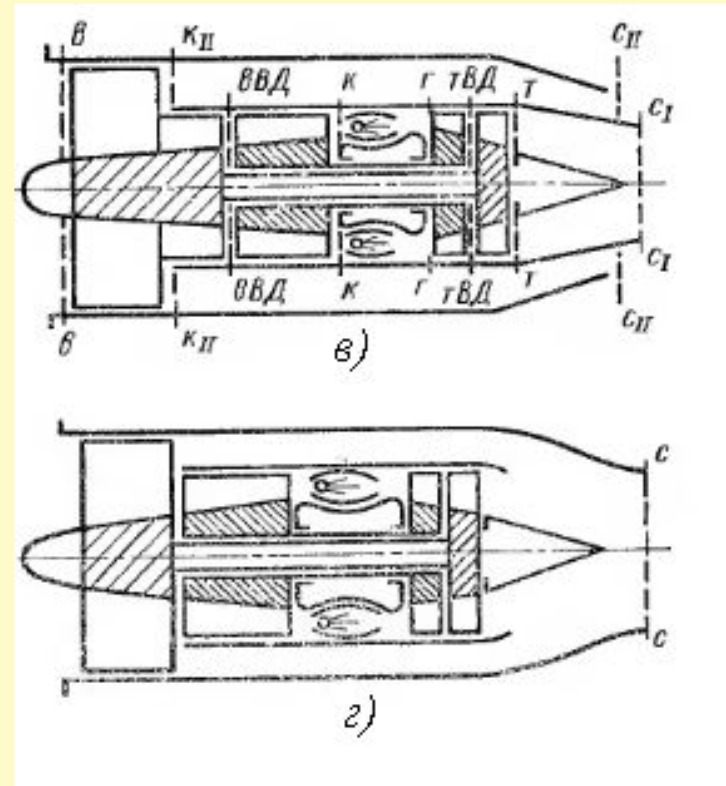
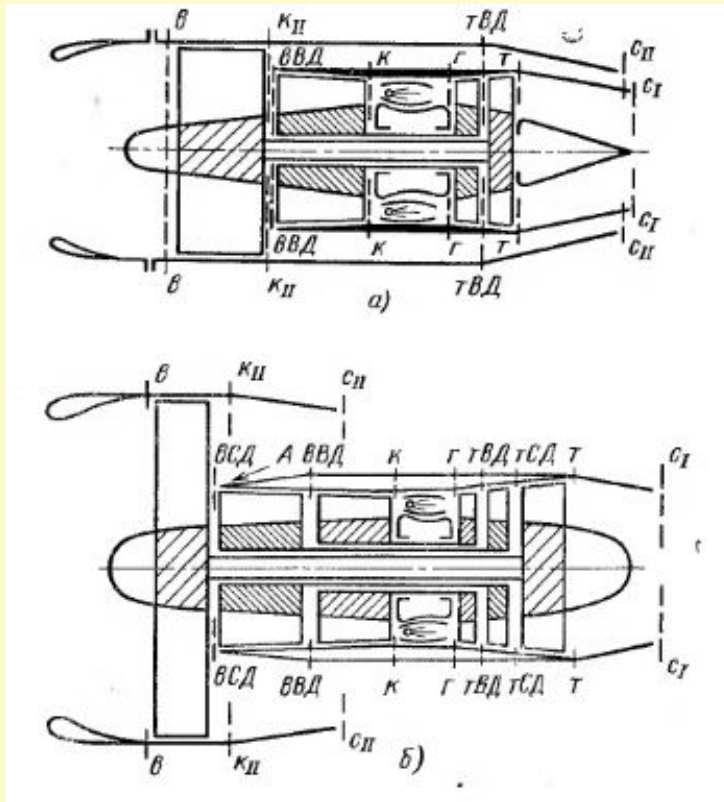
*Полный КПД двигателя:*

$$\eta_0 = \eta_e \eta_{\Pi}$$

1. В двигателях с реактивной тягой с ростом  $T_r$  увеличивается  $\eta_e$  и скорость  $C_c$ .
2. При умеренных скоростях полета (трансзвук) увеличение разности  $(C_c - V)$  снижает полетный КПД  $\eta_{\Pi}$ , что тормозит рост полного КПД  $\eta_0$ .
3. В двухконтурных двигателях часть полезной работы первого контура передается вентилятору второго контура. При этом скорость  $C_{c1}$  уменьшается и полетный КПД сохраняет приемлемые значения.
4. Воздух второго контура направляется в сопло, что создает дополнительную тягу, компенсирующую снижение тяги первого контура.

# Двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД, ТРДД)

## Схемы ТРДД



а), б), в) – с отдельными контурами; г) - с камерой смешения;

б) - с укороченным вторым контуром; в) – с подпорным компрессором

# Удельные параметры ТРДД

## ТРДД с раздельными контурами

*тяга каждого из контуров:*

$$R_I = G_{гI} C_{cI} + (p_{cI} - p_H) F_{cI} - G_{вI} V$$

$$R_{II} = G_{гII} C_{cII} + (p_{cII} - p_H) F_{cII} - G_{вII} V$$

*суммарная удельная тяга:*

$$R_{уд} = \frac{R_I + R_{II}}{G_{вI} + G_{вII}} = \frac{R_{удI} + m R_{удII}}{1 + m}$$

*Удельный расход топлива:*

$$c_{уд} = \frac{G_{тлI} + G_{тлII}}{R_I + R_{II}}$$

$$c_{уд} = \frac{3600(g_{тлI} + m g_{тлII})}{(1 + m) R_{уд}}$$

## ТРДД с камерой смешения (по аналогии с ТРД):

$$R = G_{г\Sigma} C_c + (p_{cI} - p_H) F_c - G_{в\Sigma} V$$

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{в\Sigma}}$$

$$c_{уд} = \frac{G_{тлI} + G_{тлII}}{R}$$

$G_{тл} \neq 0$ , если во втором контуре также подводится топливо

# Оптимальное распределение работы цикла в ТРДД с раздельными контурами

(параметры I контура и степень двухконтурности известны)

Удельная тяга двигателя:

$$R_{уд} = \frac{R_{удI} + mR_{удII}}{1 + m} = \frac{c_{cI} - V + m(c_{cII} - V)}{1 + m}$$

условие получения максимальной тяги

$$\frac{\partial R_{уд}}{\partial L_{кII}} = \frac{\partial C_{cI}}{\partial L_{кII}} + m \frac{\partial C_{cII}}{\partial L_{кII}} = 0$$

где  $L_{кII}$  - работа, передаваемая во второй контур

Удельная работа первого контура:

$$L_e = mL_{кII} + \frac{C_{cI}^2 - V^2}{2} = f(m, V)$$

Баланс энергии во втором контуре:

$$L_{кII}\eta_{II} = \frac{C_{cII}^2 - V^2}{2}$$

$\eta_{II}$  - потери во втором контуре ( $\eta_{II}=0,78...0,86$ )

Тогда:

$$\frac{\partial C_{cI}}{\partial L_{кII}} = -\frac{m}{C_{cI}} \quad \text{и} \quad \frac{\partial C_{cII}}{\partial L_{кII}} = \frac{\eta_{II}}{C_{cII}}$$

Поскольку:

$$\frac{\partial C_{cI}}{\partial L_{кII}} + m \frac{\partial C_{cII}}{\partial L_{кII}} = 0$$

имеем:

$$\left( \frac{C_{cII}}{C_{cI}} \right)_{опт} = \eta_{II} \leq 1$$

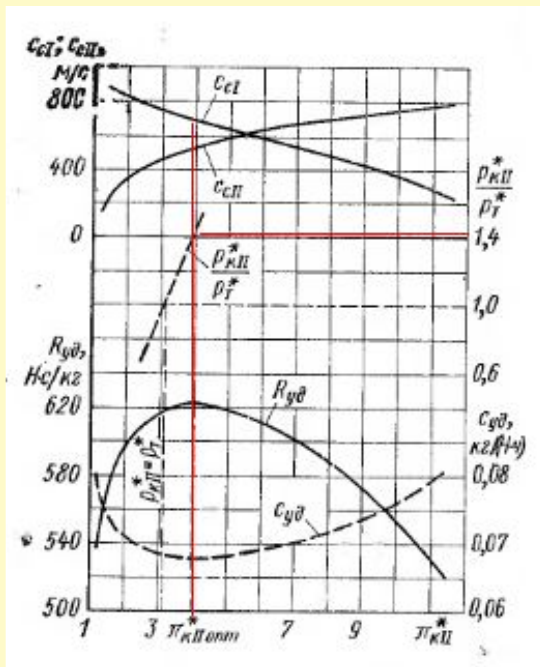
Скорости на срезе каждого из сопел:

$$C_{cl} = \varphi_I \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_T^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad ; \quad C_{cII} = \varphi_{II} \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{KII}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{\sigma_{II} p_{KII}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$\sigma_{II} = 0,94-0,96$  – полный контур

$\sigma_{II} = 0,98-0,99$  – укороченный контур

поскольку  $T_T^* > T_{KII}^*$ , должно быть  $p_{KII}^* > p_T^*$



$m=1; H=0; V=0;$

$\pi_{K\Sigma}=25; T_r=1600K$

Распределение работы, соответствующее максимуму удельной тяги, соответствует также минимуму удельного расхода топлива.

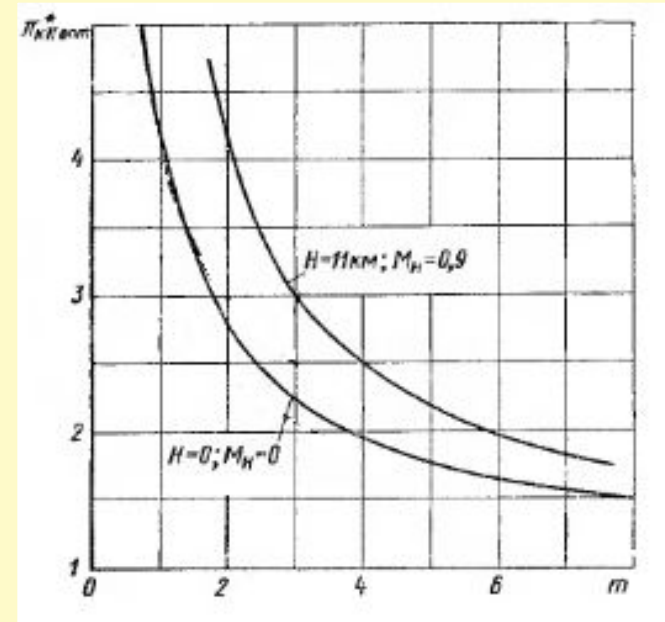
# Влияние внешних условий

при  $\eta_{II}=1$

$$\frac{C_{cl}^2 - V^2}{2} = \frac{C_{cl}^2 - V^2}{2};$$

$$L_e = mL_{кII} + \frac{C_{cl}^2 - V^2}{2} = mL_{кII} + L_{кII};$$

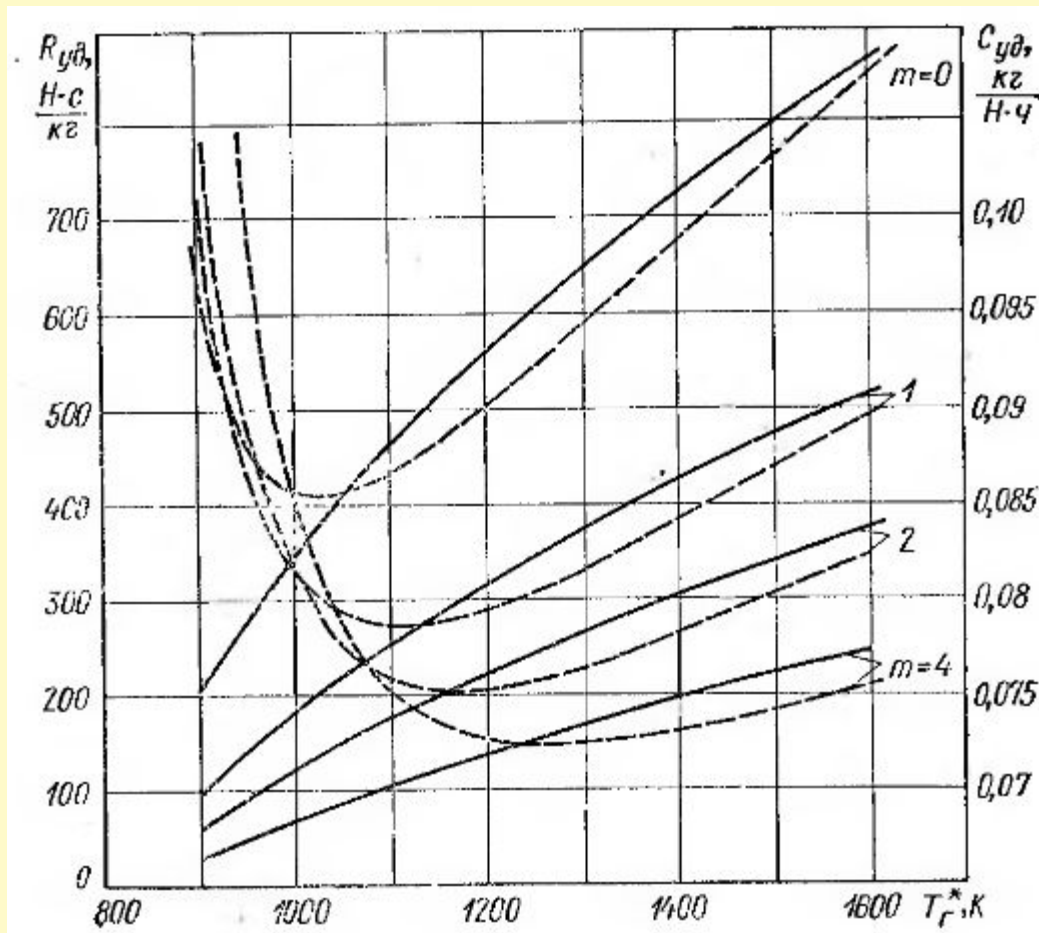
$$L_{кII \text{ opt}} = \frac{L_e}{1 + m}$$



1. Увеличение работы внутреннего контура (вследствие роста  $T_r$  или  $\pi_{кI}$ ) приводит к возрастанию  $L_{кII}$  и  $\pi_{кII}$ .
2. Скорость полета при дозвуковых скоростях слабо сказывается на  $L_{кI}$  и  $L_{кII}$ ;
3. Увеличение высоты полета приводит к увеличению  $L_{кI}$  и  $L_{кII}$  и тем более  $\pi_{кII}$  из-за снижения температуры  $T_H$ .
4. Увеличение степени двухконтурности уменьшает  $L_{кII}$   $\pi_{кII}$



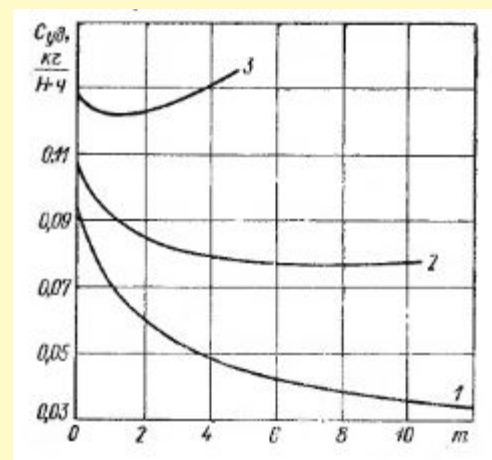
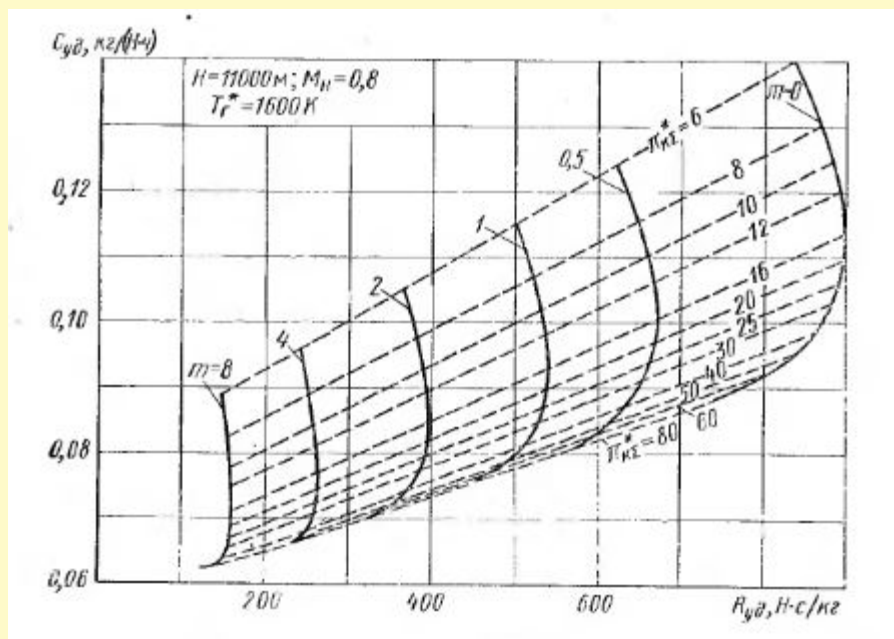
# Влияние параметров первого контура и степени двухконтурности на удельные показатели ТРДД



# Влияние параметров первого контура и степени двухконтурности на удельные показатели ТРДД

При  $\pi_{kII} = \pi_{kII \text{ опт}}$  и  $\eta_{II} = 1$ :

$$C_{cI} = C_{cII} = \sqrt{\frac{2L_e}{1+m} + V^2}; \quad R_{уд} = \frac{R_{удI} + mR_{удII}}{1+m} = \sqrt{\frac{2L_e}{1+m} + V^2} - V; \quad c_e = \frac{3600Q_I}{(1+m)\eta_{II}Q_H R_{уд}}.$$



1-  $H=0$ ,  $M_n=0$ ,  $\pi_{k\Sigma}=20$ ;

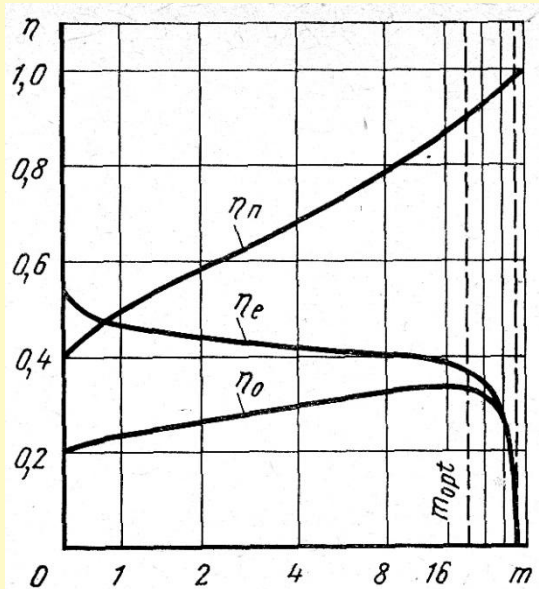
2-  $H=11$  км,  $M_n=0,9$ ;  $\pi_{k\Sigma}=25$ ;

3-  $H=11$  км,  $M_n=2$ ,  $\pi_{k\Sigma}=12$ .

# Влияние степени двухконтурности на показатели ТРДД

принимаем  $\pi_{к II} = \text{const}$  и  $m = \text{var}$ , тогда  $R_{уд II} \approx \text{const}$

суммарная удельная тяга:  $R_{уд} = \frac{R_{уд I}}{1+m} + \frac{m R_{уд II}}{1+m}$  с ростом  $m$   $R_{уд}$  монотонно уменьшается из-за уменьшения первого слагаемого



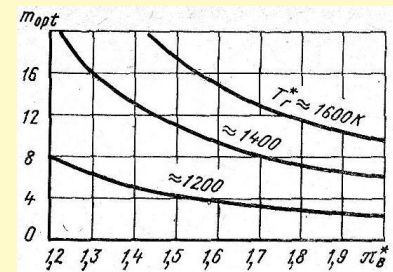
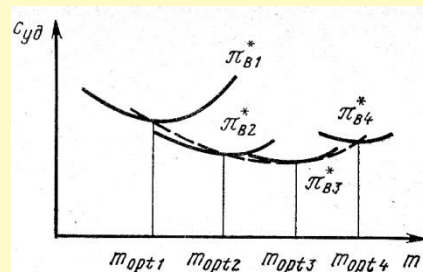
с ростом  $m$ :

- эффективный КПД  $\eta_e$  уменьшается из-за роста потерь при передаче энергии во 2-й контур
- полетный КПД  $\eta_n$  увеличивается в соответствии с формулой

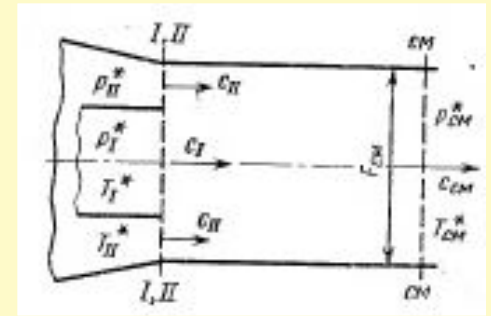
$$\eta_n = \frac{2V[c_{cI} + mc_{cII} - (m+1)V]}{c_{cI}^2 + mc_{cII}^2 - (m+1)V^2},$$

где  $c_{cII} = \text{const}$ , а  $c_{cI}$  уменьшается.

$$c_{уд} = \frac{3600 g_{ТЛ}}{(1+m)R_{уд}}$$



# Выбор параметров второго контура в ТРДДсм (с камерой смешения)



Считаем известными для обоих контуров параметры газа ( $T^*, p^*, \lambda_T$ ) и воздуха ( $T^*, p^*, \lambda_{II}$ ) перед смешением. При дозвуковых скоростях ( $\lambda = 0,3-0,5$ ) можно принять  $p_I \approx p_{II}$ . Поэтому должно выполняться равенство:

$$p_T^* \pi(\lambda_T) = p_{II}^* \pi(\lambda_{II})$$

Для камеры смешения выполняются условия сохранения:

энергии  $G_I c_{pT} T_T^* + G_{II} c_{pB} T_{кII}^* = (G_I + G_{II}) c_{pCM} T_{CM}^* \quad (1)$

массы  $G_I + G_{II} = G_{CM} \quad (2)$

импульса (при  $F_{CM} = F_1 + F_2$ )  $z(\lambda_I) \sqrt{T_T^*} + m z(\lambda_{II}) \sqrt{T_{кII}^*} = (1 + m) z(\lambda_{CM}) \sqrt{T_{CM}^*} \quad (3)$

из (1) находим  $T_{CM}^* \approx \frac{T_T^* + m T_{кII}^*}{1 + m} \longrightarrow (3) \longrightarrow \text{находим } \lambda_{CM} \longrightarrow (2)$

получаем  $\frac{F_I p_T^* \sigma_I q(\lambda_I)}{\sqrt{T_T^*}} + \frac{F_{II} p_{кII}^* \sigma_{II} q(\lambda_{II})}{\sqrt{T_{кII}^*}} = \frac{(F_I + F_{II}) p_{CM}^* q(\lambda_{CM})}{\sqrt{T_{CM}^*}} \longrightarrow p_{CM}^*$

$$\sigma_{CM} = 0,98 \dots 0,99$$

# Оптимизация параметров второго контура в ТРДДсм

Необходимое требование: минимизация потерь энергии при смешении потоков

перед камерой смешения:  $p_I = p_{II}$ ; при  $\lambda_I = 0,3-0,5$  можно принять  $p_I^* \approx p_{II}^*$

тогда скорости газа и воздуха перед камерой пропорциональны:

$$C_I \sim \sqrt{T_T^*}, \quad C_{II} \sim \sqrt{T_{BII}^*}.$$

скорость выхода из сопла двигателя:

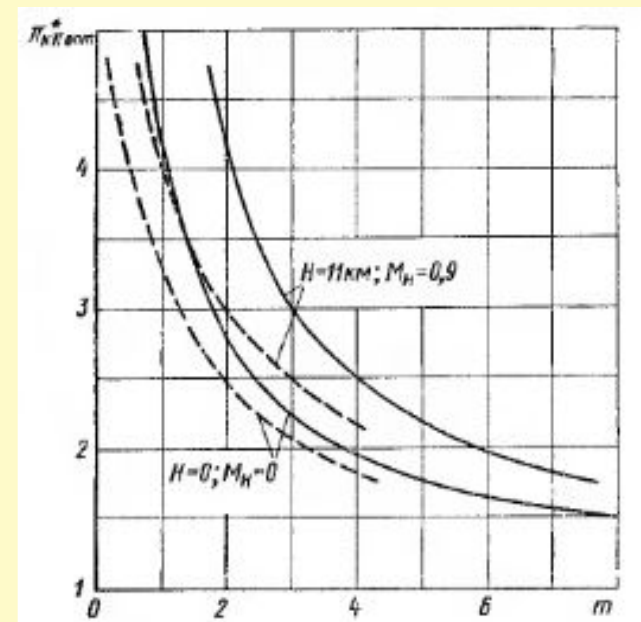
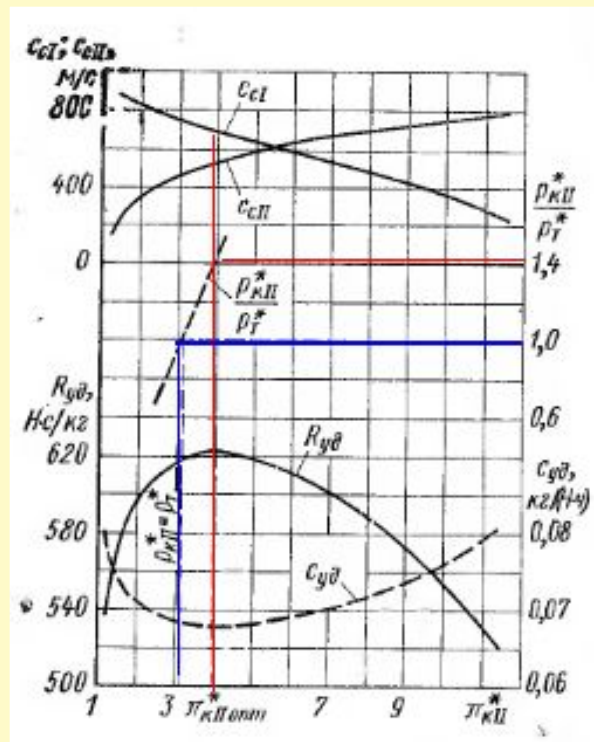
$$C_{см} = \varphi \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_{см}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_{см}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \cong \sqrt{T_{см}^*} \cong \frac{T_T^* + m T_{кII}^*}{1+m}$$

отношение удельной тяги ТРДД со смешением потоков к удельной тяге двигателя с раздельными контурами:

$$\bar{R}_{уд} = \sqrt{\frac{(1+m)(T_I^* + m T_{II}^*)}{(\sqrt{T_I^*} + m \sqrt{T_{II}^*})^2}} = \sqrt{1 + \frac{m(\sqrt{T_T^*} - \sqrt{T_{кII}^*})^2}{(\sqrt{T_I^*} + m \sqrt{T_{II}^*})^2}} = 1,015 \dots 1,025$$

# Оптимизация параметров второго контура в ТРДДсм (с камерой смешения)

Максимальная удельная тяга достигается при минимизации потерь при смешении потоков. Условием оптимального распределения энергии между контурами является условие  $p_{II}^* \approx (0,97...1,05)p_I^*$

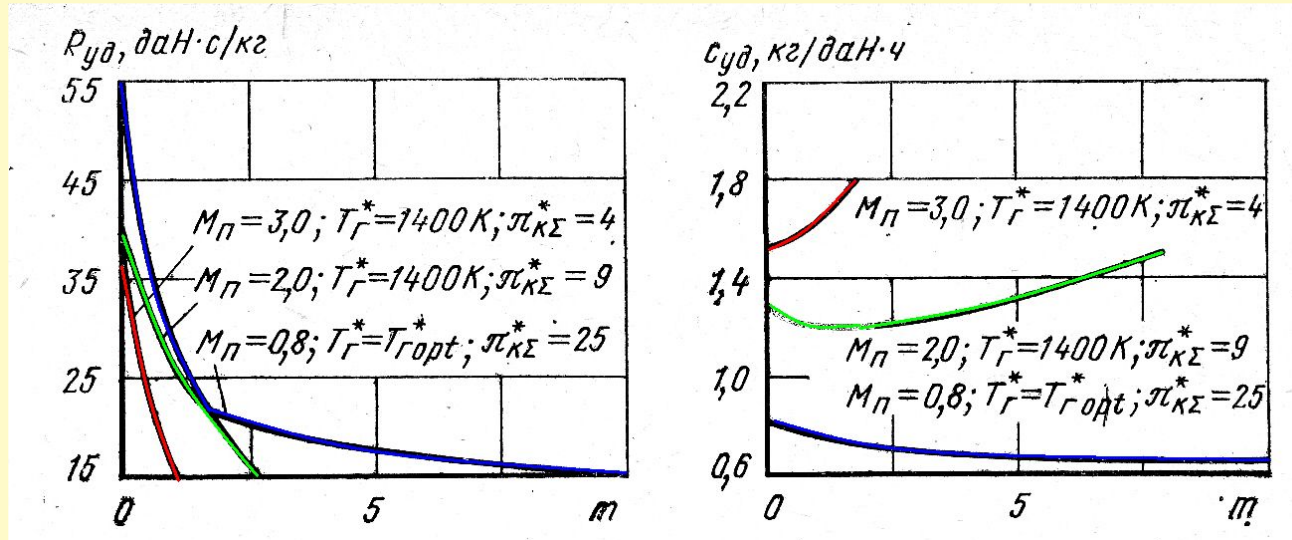


таким образом, оптимальное значение  $\pi_{кII}$  здесь ниже, чем в ТРДД с отдельными контурами



# Двухконтурные двигатели для сверхзвуковых скоростей (ТРДДФ)

Форсаж в ТРДД применяют, чтобы распространить их применение на сверхзвуковые скорости полета.



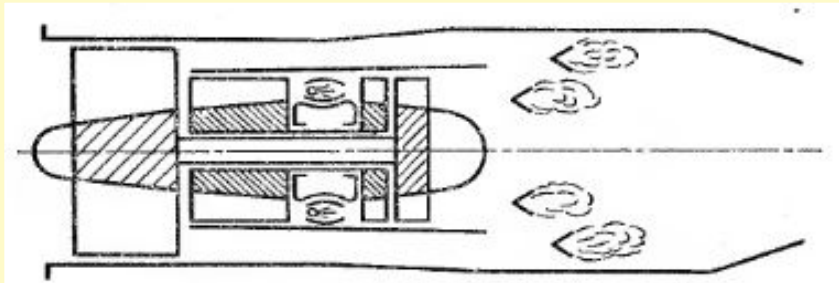
При отсутствии форсажа наблюдается:

1. Резкое уменьшение  $R_{y0}$  по  $m$ . Отсюда – рост расхода воздуха и миделя двигателя.
2. При больших скоростях - резкое увеличение  $c_{y0}$  с ростом  $m$ .

Форсаж в 2-х контурных двигателях используется при взлете, совершении маневра и, в основном, для компенсации падения  $R_{y0}$  по скорости полета.



## Основная схема ТРДДФ - со смешением потоков и общей форсажной камерой:



для камеры смешения минимум потерь соответствует условию :

$$p_T^* \approx p_{кII}^*$$

но для многорежимных двигателей это условие невыполнимо

$$g_{\text{тл}\Sigma} = \frac{G_{\text{тл}\Sigma}}{G_{\Sigma}} = \frac{c_p (T_{\Phi}^* - T_H^*)}{\eta_{\Gamma} Q_H^p}$$

Величина  $g_{\text{тл}\Sigma}$  не зависит от  $\pi_{кII}$  и от  $m$ . Значения  $\pi_{кII \text{ опт}}$  по уд. тяге и уд. расходу топлива совпадают

### Доказательство:

удельная теплота, подведенная в 1-м контуре

$$Q_{1I} = c_p [(T_{\Gamma} - T_{кI}) + (T_{\Phi} - T_{T1})] = c_p \left[ \left( T_{\Gamma} - T_H - \frac{L_{кI}}{c_p} \right) + \left( T_{\Phi} - T_{\Gamma} + \frac{L_T}{c_p} \right) \right] = c_p \left( T_{\Phi} - T_H + \frac{L_T}{c_p} - \frac{L_{кI}}{c_p} \right)$$

то же во 2-м контуре

поскольку

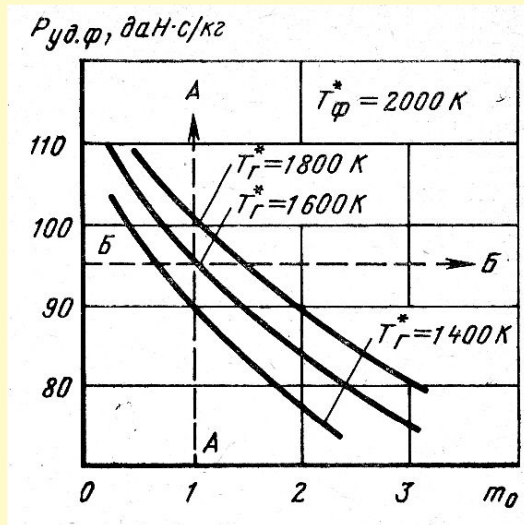
$$Q_{1II} = c_p (T_{\Phi} - T_{к2}) m = c_p \left( T_{\Phi} - T_H - \frac{L_{к2}}{c_p} \right) m$$

$$L_T = L_{кI} + L_{к2} m$$

суммарная теплота

$$Q_{1\Sigma} = c_p (T_{\Phi} - T_H) (1 + m)$$

## Влияние параметров 1-го контура на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ :



при заданном  $T_r$  уменьшение  $R_{уд}$  при увеличении  $m$  происходит из-за уменьшения давления  $p_{см}$  и  $П_c$ .

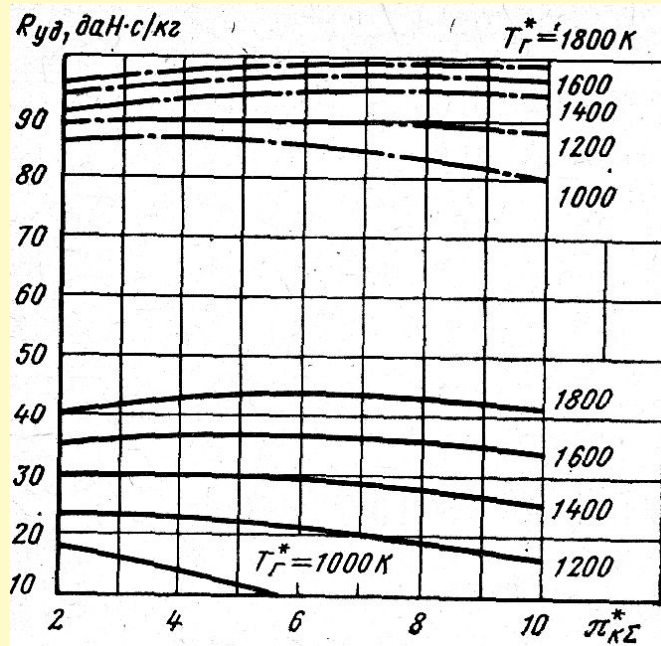
линия A-A (изменение  $T_r$  при  $m=\text{const}$ ):

при увеличении  $T_r$  увеличивается  $p_{см} \approx p_T$ , т.е. давление перед соплом, откуда увеличивается  $R_{уд.ф}$  при этом необходимо увеличение  $П_{сII}$ .

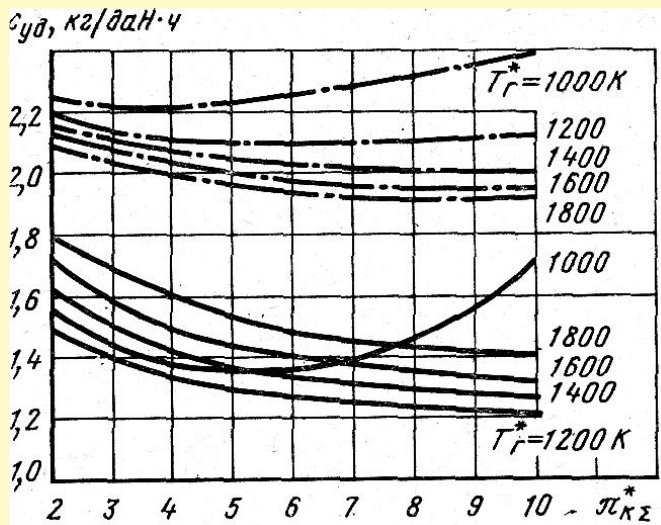
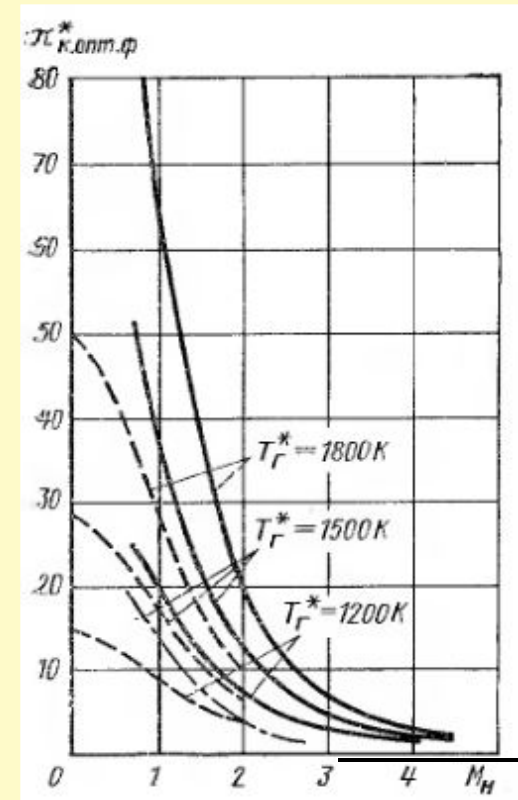
При заданной тяге уменьшается расход воздуха и площадь миделя и масса двигателя.

Сохранение значения  $R_{уд}$  при увеличении  $T_r$  возможно при одновременном увеличении  $m$  (линия B-B). Размеры двигателя сохраняются, но улучшается экономичность на малых скоростях.

# Влияние параметров 1-го контура на $R_{y\partial}$ и $C_{y\partial}$ :



$M_{\Pi}=2,$   
 $H=11 \text{ км},$   
 $m=1$



$T_{\phi}=2000 \text{ K}$

без форсажа

$H=0 \text{ км}$

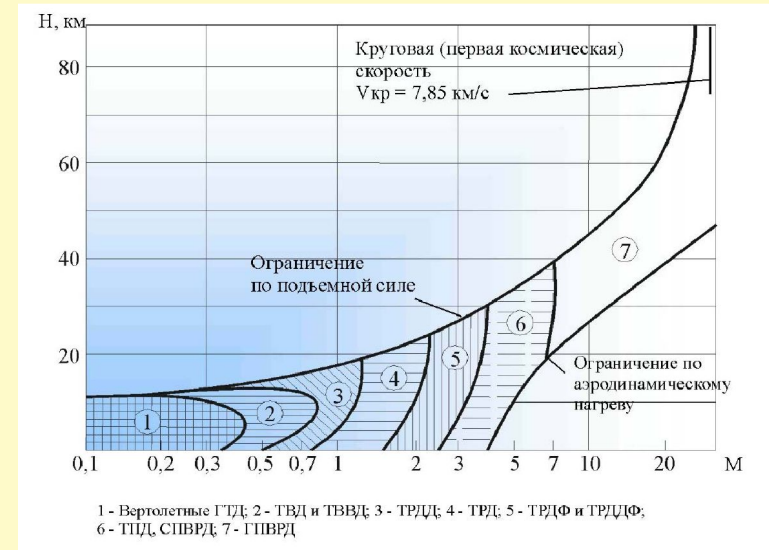
$H=11 \text{ км}$

# Прямоточные двигатели

## (показания к применению)

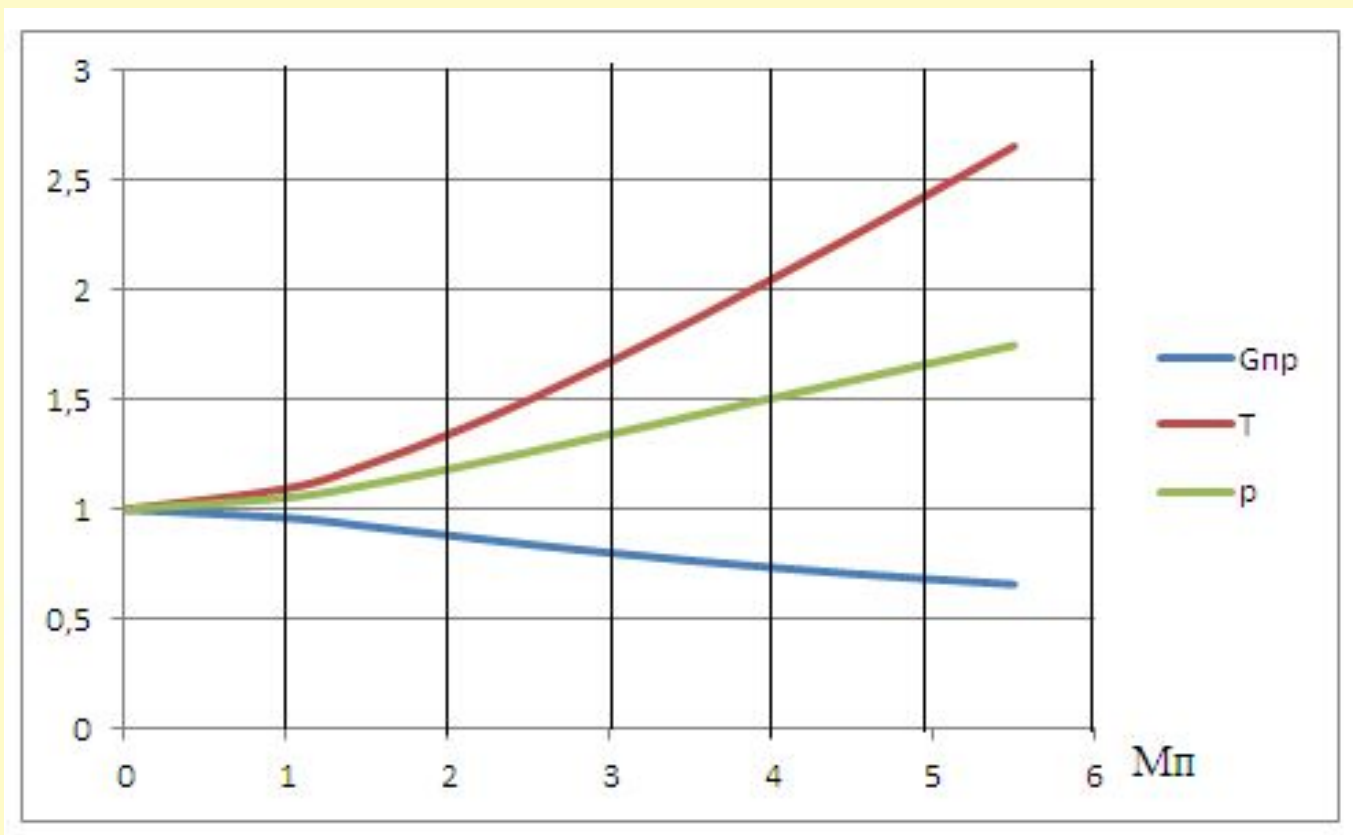
с ростом скорости и высоты полета:

- растут давление  $p^*_в$  и температура  $T^*_в$  перед компрессором,  $\Pi_K$  уменьшается, работа турбокомпрессора становится менее эффективной;
- уменьшается приведенный расход воздуха через компрессор, в связи с тем, что величина  $G_v$  влияет на тягу сильнее, чем  $R_{уд}$ , тяга двигателя снижается;
- отсутствие турбокомпрессора существенно облегчает и удешевляет двигатель, что важно для беспилотных и одноразовых аппаратов.

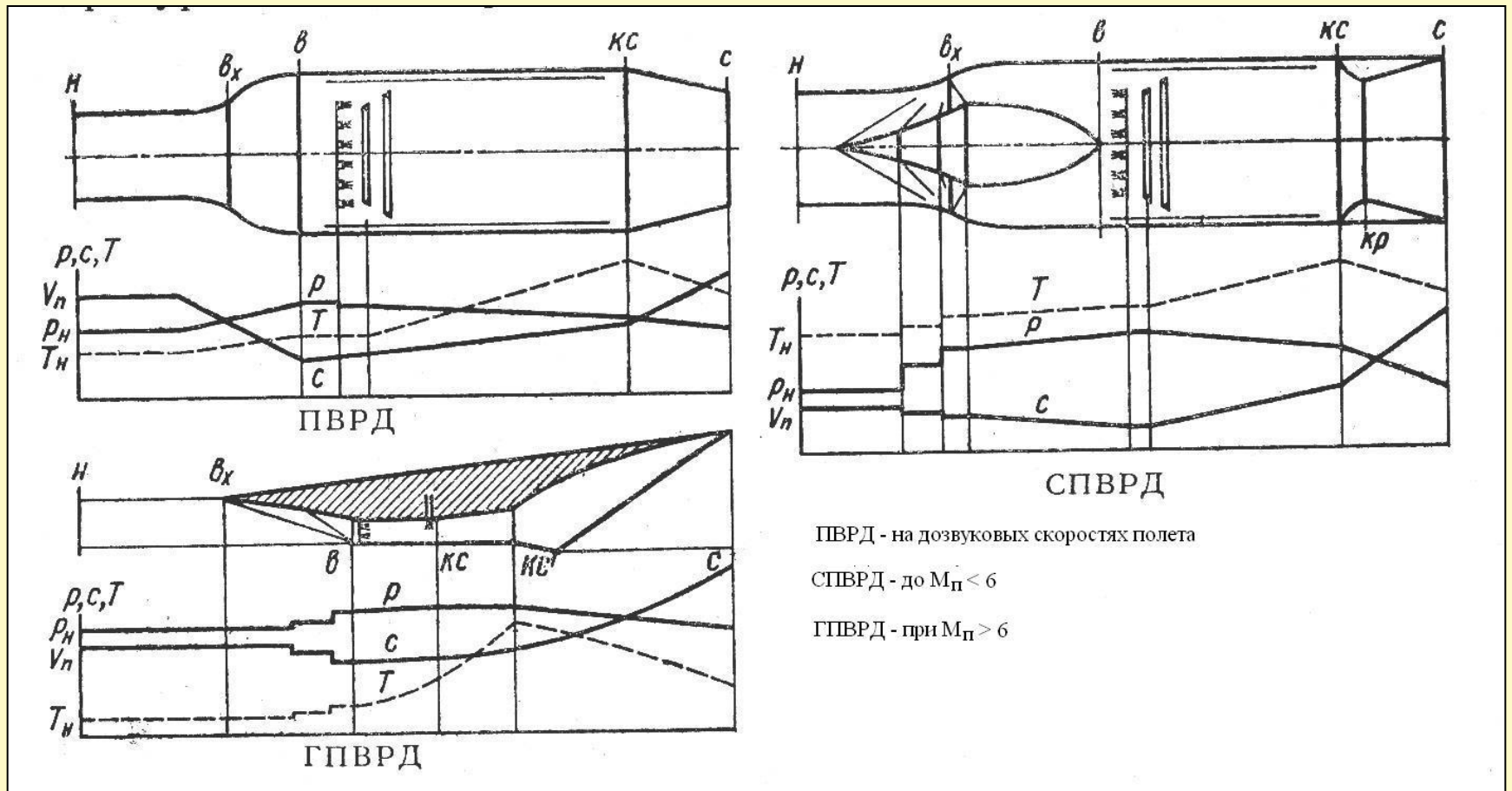


Недостаток: необходим разгонный двигатель или катапульта.

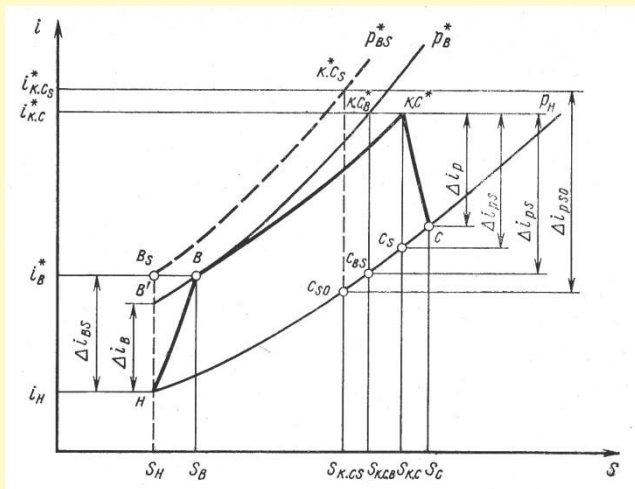
# Зависимость параметров перед компрессором от скорости полета



# Основные типы ПВРД



# Процесс газодинамического сжатия воздуха



работа сжатия воздуха в  
воздухозаборнике:

$$L_{сж} = c_p T_H \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2,$$

степень повышения давления в  
воздухозаборнике:

$$\pi_B = \frac{p_B^*}{p_H} = \frac{p_H^*}{p_H} \sigma_{\text{вх}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2\right)^{k/(k-1)} \sigma_{\text{вх}}$$

работа сжатия, записанная в форме  
принятой для компрессоров ГТУ:

$$L_{сж} = c_p T_H \left( \frac{\pi_B^{k-1/k} - 1}{\eta_{сж}} \right) = c_p T_H \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2\right) \sigma_{\text{вх}}^{k-1/k} - 1}{\eta_{сж}},$$

откуда КПД процесса сжатия:

$$\eta_{сж} = \left[ \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2\right) \sigma_{\text{вх}}^{k-1/k} - 1 \right] / \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2$$

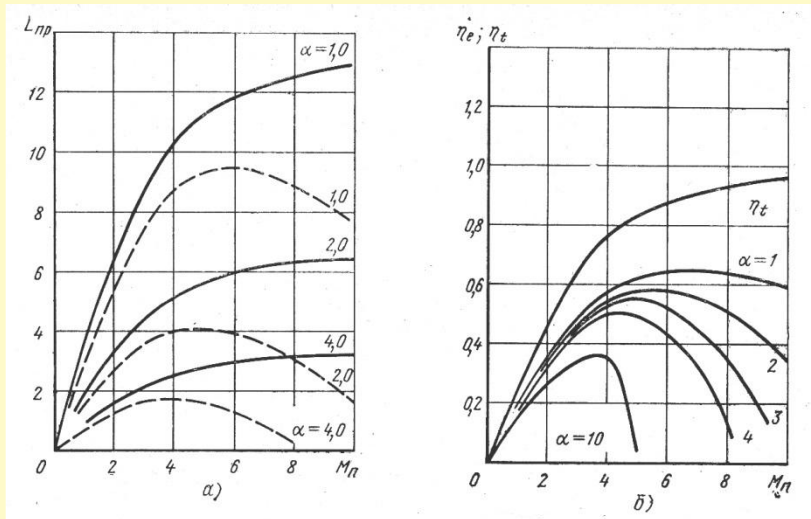


# Термодинамический цикл ПВРД

эффективный КПД  
цикла:

$$\eta_e = m \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \left( \frac{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \eta_{сж}} - 1 \right) / \left( \vartheta - 1 - \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right)$$

КПД идеального цикла:  $\eta_i = 1 - \frac{1}{x_{в\text{ид}}} = \frac{\frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2}$



———— идеальный цикл  
----- действительный цикл

приведенные параметры:

$$L_{e\text{пр}} = \frac{L_e}{c_p T_H}; \quad \frac{Q_1}{c'_p T_H} = \vartheta - \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right)$$

максимальная работа цикла  
достигается при:

$$x_{BL} \approx \sqrt{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}$$

связь между  $\vartheta$  и  $\alpha$ :

$$Q_1 = c_p T_H m \left[ \vartheta - \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 \right) \right] = \frac{Q_p \eta_{\Gamma}}{\alpha L_0}$$

# Термодинамический цикл ПВРД

если пренебречь потерей давления в камере сгорания, работа расширения:

$$L_p = c'_p T_\Gamma \left( 1 - \frac{1}{x_B} \right) \eta_p, \text{ где } x_B = \pi_B^{k-1/k}.$$

удельная работа цикла:

$$L_e = \frac{c_p T_H}{\eta_{сж}} (x_B - 1) \left( \frac{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}{x_B} - 1 \right), \text{ где } m = \frac{c'_p}{c_p}$$

подведенная теплота:

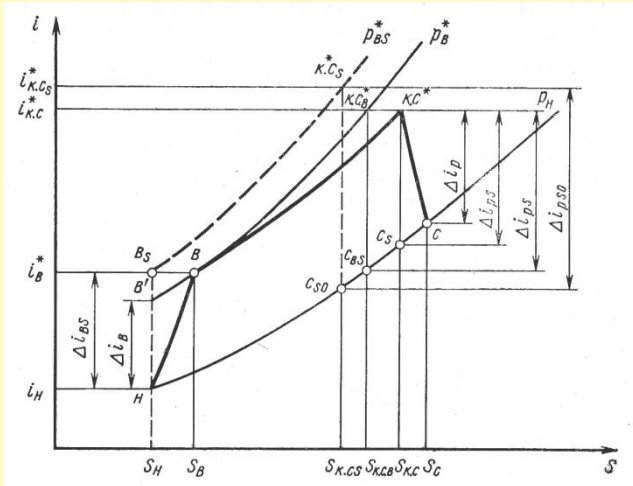
$$Q_1 = c'_p (T_\Gamma - T_H^*) = c_p T_H m \left[ \vartheta - \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_\Pi^2 \right) \right]$$

эффективный КПД  
цикла:

$$\eta_e = m \frac{k-1}{2} M_\Pi^2 \left( \frac{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}{1 + \frac{k-1}{2} M_\Pi^2 \eta_{сж}} - 1 \right) / \left( \vartheta - 1 - \frac{k-1}{2} M_\Pi^2 \right)$$

КПД идеального цикла:

$$\eta_i = 1 - \frac{1}{x_{B \text{ ид}}} = \frac{\frac{k-1}{2} M_\Pi^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_\Pi^2}$$



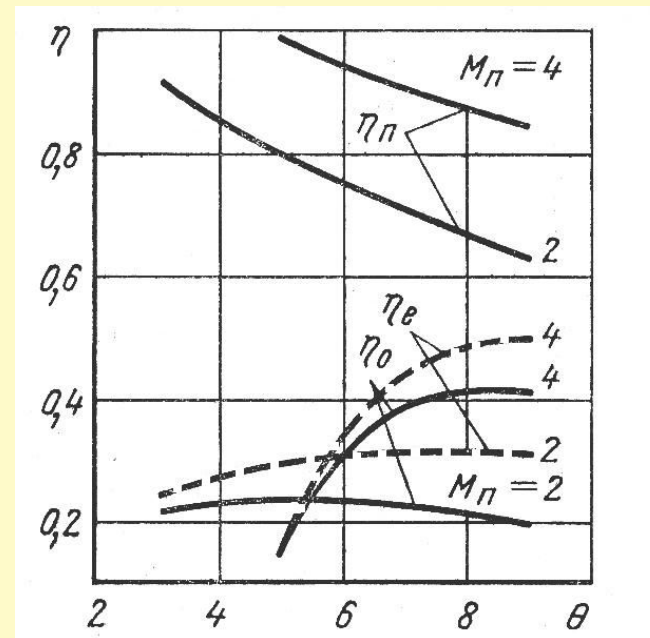
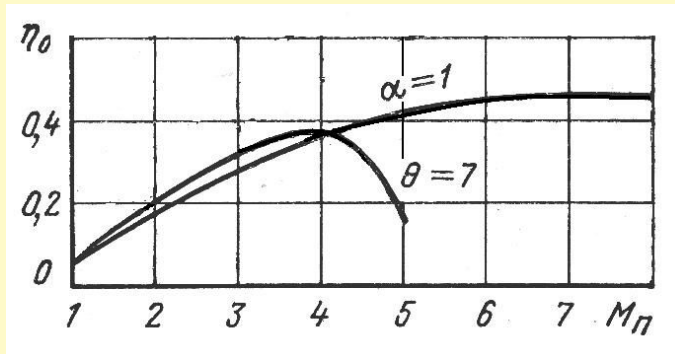
# Эффективность ПВРД как двигателя

для ВРД любого типа полетный КПД:  $\eta_{\pi} = \frac{2}{1 + c_c / V_{\pi}}$

скорость истечения из сопла:  $c_c = \sqrt{2L_e + V_{\pi}^2} = V_{\pi} \sqrt{2L_e / V_{\pi}^2 + 1}$ .

учитывая, что:  $L_e = \frac{c_p T_H}{\eta_{сж}} (x_B - 1) \left( \frac{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}{x_B} - 1 \right)$ ,  $x_B = 1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_{сж}$ ,  $V_{\pi} = M_{\pi} \sqrt{kRT_H}$

получаем:  $\frac{c_c}{V_{\pi}} = \sqrt{\frac{m \vartheta \eta_p \eta_{сж}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_{сж}}}$



# Удельные параметры ПВРД

*скорость истечения из сопла*

$$c_c = \sqrt{2c_{p\Gamma} T_{\Gamma} \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_c^*} \right)^{k-1/k} \right]}$$

*скорость полета*

$$V_{\Pi} = \sqrt{2c_{pB} T_H \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_B^*} \right)^{k-1/k} \right]}$$

*удельная тяга*

$$R_{уд} = V_{\Pi} \left( \frac{(1 + g_{\text{тл}}) c_c}{V_{\Pi}} - 1 \right) = V_{\Pi} \left\{ (1 + g_{\text{тл}}) \sqrt{m g \frac{\left[ 1 - \left( p_H / p_c^* \right)^{k-1/k} \right]}{\left[ 1 - \left( p_H / p_B^* \right)^{k-1/k} \right]}} - 1 \right\}$$

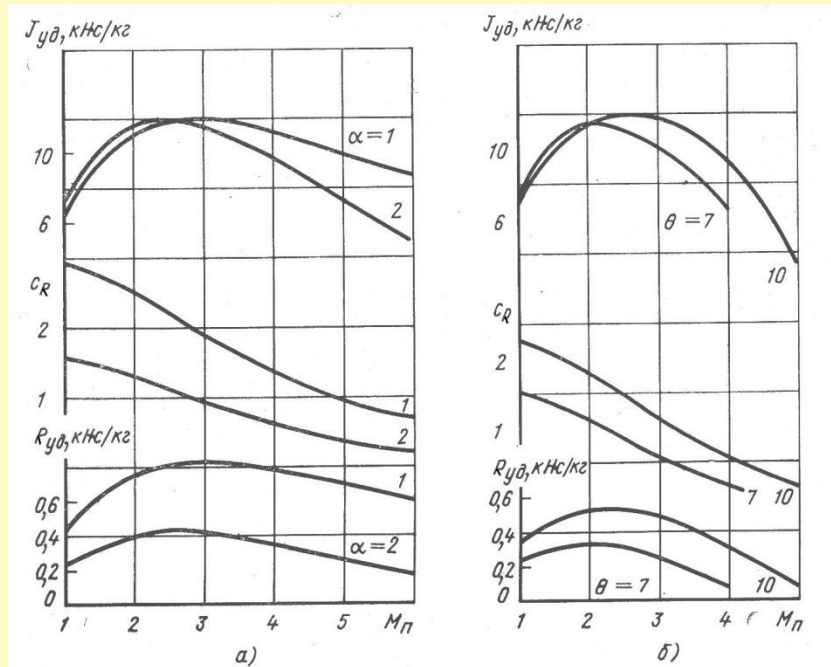
*Удельный импульс тяги—  
отношение тяги двигателя к  
массовому расходу топлива  
двигателем :*

$$J_{уд} = \frac{R}{G_{\text{тл}}} = \frac{R_{уд}}{g_{\text{тл}}} = V_{\Pi} \left\{ \frac{1 + g_{\text{тл}}}{g_{\text{тл}}} \sqrt{m g \frac{\left[ 1 - \left( p_H / p_c^* \right)^{k-1/k} \right]}{\left[ 1 - \left( p_H / p_B^* \right)^{k-1/k} \right]}} - 1 \right\}$$

*Коэффициент тяги - отношение  
тяги двигателя с единицы  
площади характерного  
поперечного сечения к величине  
скоростного напора:*

$$c_{Rmid} = \frac{2R_{уд} G_B}{\rho_H V_{\Pi}^2 F_{mid}} = 2 \frac{F_H}{F_{mid}} \left[ (1 + g_{\text{тл}}) \sqrt{m g \frac{\left[ 1 - \left( p_H / p_c^* \right)^{k-1/k} \right]}{\left[ 1 - \left( p_H / p_B^* \right)^{k-1/k} \right]}} - 1 \right]$$

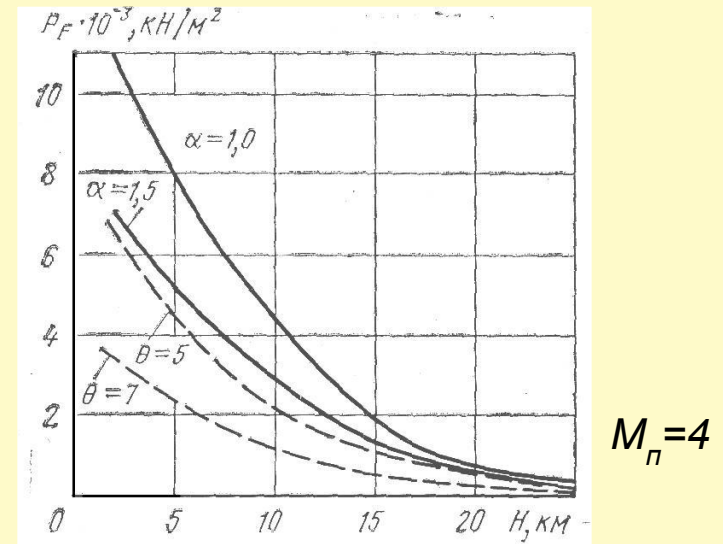
# Зависимость удельных параметров ПВРД от числа скорости и высоты полета



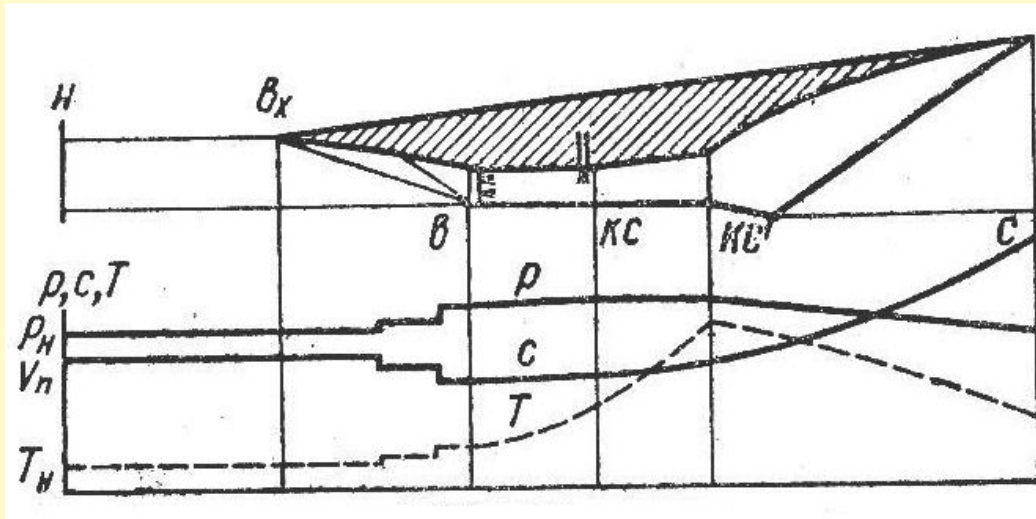
- Для параметров  $R_{уд}$  и  $J_{уд}$  существуют значения  $M_{п\text{ опт}}$ ;
- значения  $M_{п\text{ опт}}$  увеличиваются при уменьшении  $\alpha$  или увеличении  $\theta$ , т.е. при росте  $T_r$ ;
- причина – в изменении полного КПД, связанного с влиянием  $\eta_n$  при умеренных  $M_n$  и КПД  $\eta_e$  при больших  $M_n$ ;
- величина  $C_R$  монотонно снижается из-за роста  $T_n^*$  и уменьшения степени подогрева

С увеличением высоты полета  $H_n$  лобовая тяга, отнесенная к площади входа в двигатель, падает тем значительнее, чем меньше  $\alpha$  или больше  $\theta$ .

$$R_F = \frac{R_{уд} G_B}{F_H} = R_{уд} \rho_n V_n$$



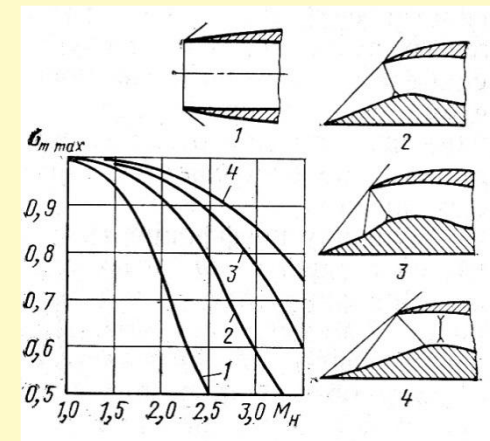
# Гиперзвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД)



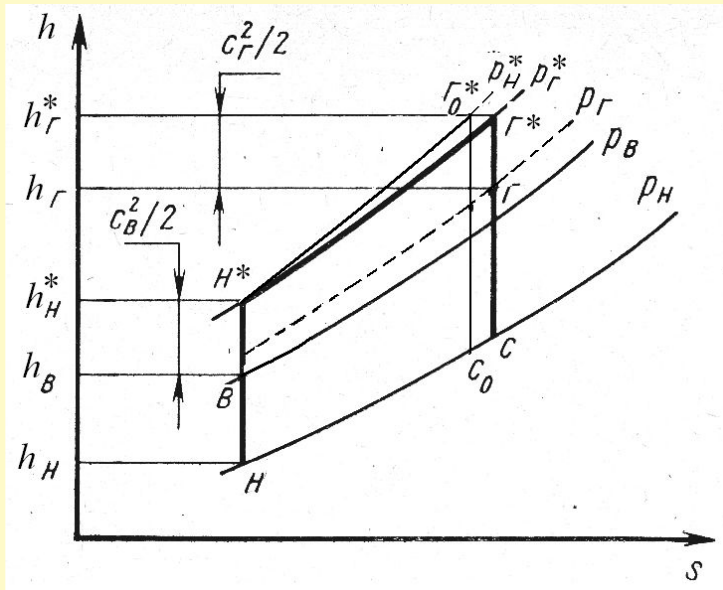
*сверхзвуковое течение сохраняется по всей проточной части двигателя*

*Идея: уменьшение степени сжатия во входном устройстве, в результате чего:*

- уменьшаются потери  $\sigma_{вх}$ ;
- снижаются температура и давление в КС, что уменьшает теплонапряженность конструкции



# Особенности цикла ГПВРД



- при подводе теплоты к сверхзвуковому потоку возникают дополнительные потери
- поэтому идеальный цикл ГПВРД (НВГС) не совпадает с идеальным циклом ПВРД (НН\*Г\*<sub>о</sub> С<sub>о</sub>)

обозначим:

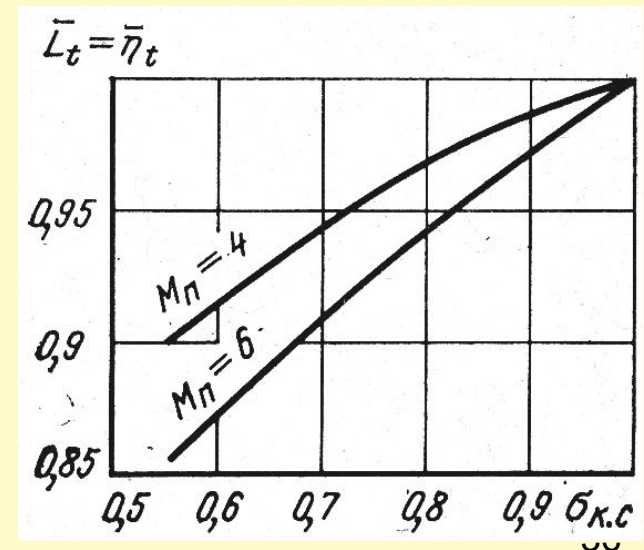
$$x = \left( \frac{p_H^*}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} ; \quad \sigma_{\text{КС}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_H^*}$$

удельная работа и КПД

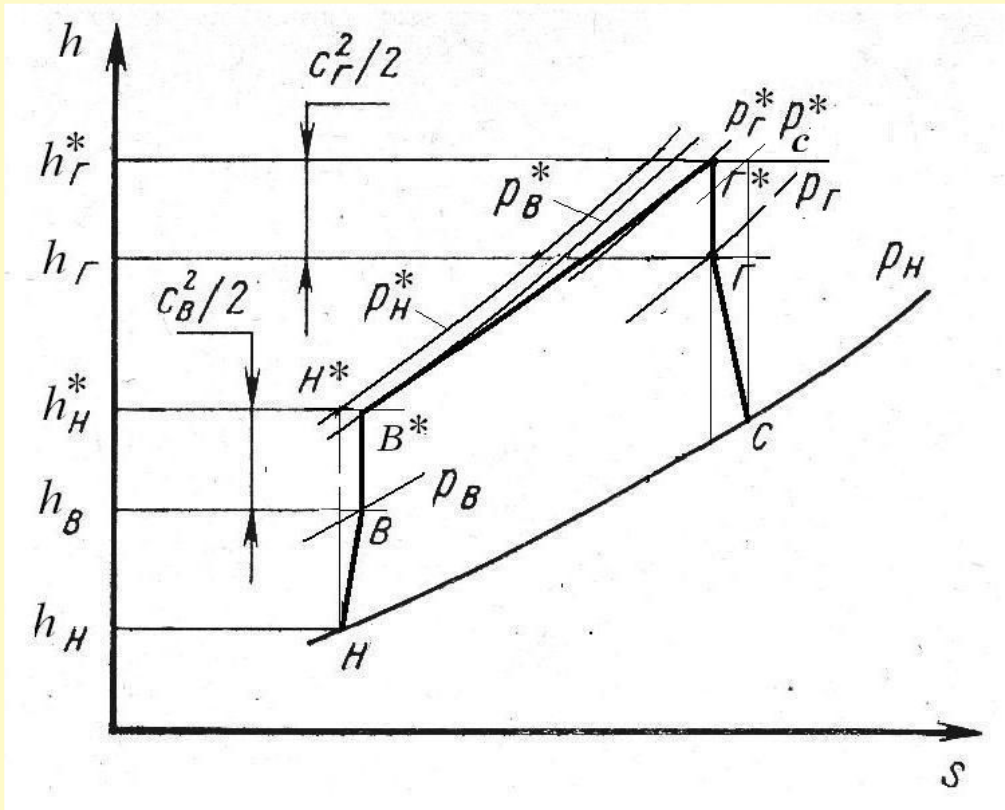
для ПВРД  $L_{t0} = c_p T_H (x-1) \left( \frac{9}{x} - 1 \right) ; \quad \eta_{t0} = 1 - \frac{1}{x}$

для ГПВРД

$$L_t = c_p T_H (x-1) \left\{ \frac{9 \left[ 1 - \frac{1}{\left( \sigma^{\frac{k-1}{k} x} \right)} \right]}{x-1} - 1 \right\} ; \quad \eta_t = \frac{x-1}{9-x} \left\{ \frac{9 \left[ 1 - \frac{1}{\left( \sigma^{\frac{k-1}{k} x} \right)} \right]}{x-1} - 1 \right\}$$







коэффициент полного давления

$$\sigma_{\text{BX}} = \frac{p_B^*}{p_H^*}; \quad \sigma_{\text{КС}} = \frac{p_C^*}{p_B^*}; \quad \sigma_{\text{с}} = \frac{p_H^*}{p_C^*}$$

$$\sigma_{\Sigma} = \sigma_{\text{BX}} \sigma_{\text{КС}} \sigma_{\text{с}}$$

с увеличением  $M_{\text{д}}$  соотношение

$$(\sigma_{\text{BX}} \sigma_{\text{с}})_{\text{ГПВРД}} > (\sigma_{\text{BX}} \sigma_{\text{с}})_{\text{ПВРД}} \quad \text{растет быстро}$$

$$(\sigma_{\text{КС}})_{\text{ГПВРД}} < (\sigma_{\text{КС}})_{\text{ПВРД}} \quad \text{растет медлен}$$

область применения ГПВРД:

$$\frac{(\sigma_{\text{BX}} \sigma_{\text{КС}} \sigma_{\text{с}})_{\text{ГПВРД}}}{(\sigma_{\text{BX}} \sigma_{\text{КС}} \sigma_{\text{с}})_{\text{ПВРД}}} > 1$$

Удельная работа и КПД:

$$L_e = c_p T_H \left\{ 9(1 + g_{\text{ТЛ}}) \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{\sigma_{\Sigma} p_H^*} \right)^{k-1/k} \right] - \left[ \left( \frac{p_H}{p_H^*} \right)^{k-1/k} - 1 \right] \right\}$$

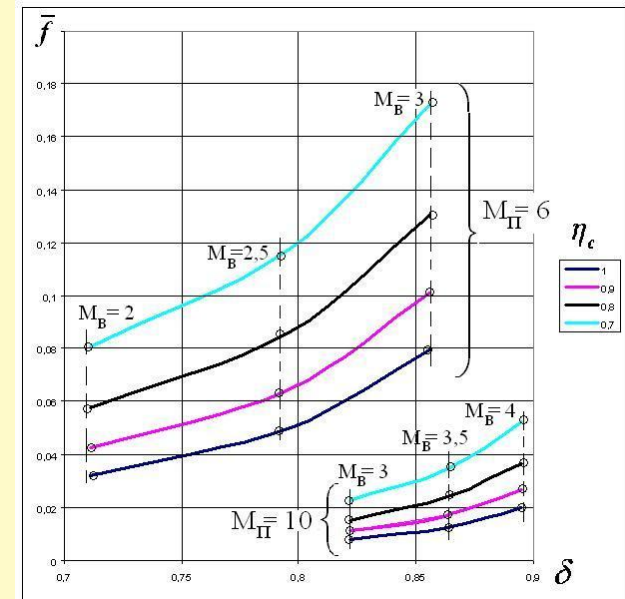
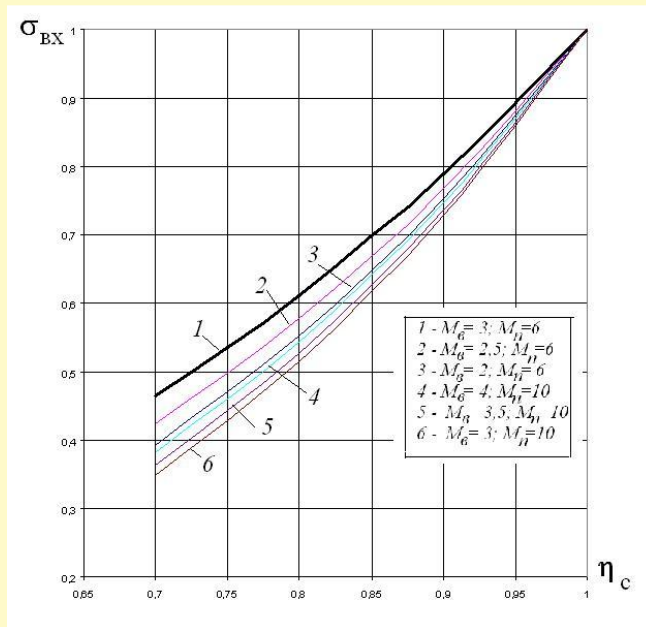
$$\eta_e = \frac{9(1 + g_{\text{ТЛ}}) \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{\sigma_{\Sigma} p_H^*} \right)^{k-1/k} \right] - \left[ \left( \frac{p_H}{p_H^*} \right)^{k-1/k} - 1 \right]}{(1 + g_{\text{ТЛ}}) \left( 9 - \left( \frac{p_H}{p_H^*} \right)^{k-1/k} \right)}$$

# Расчет относительных геометрических параметров ГПВРД

соотношение площадей входа  $F_H$  и выхода  $F_B$  воздухозаборника:

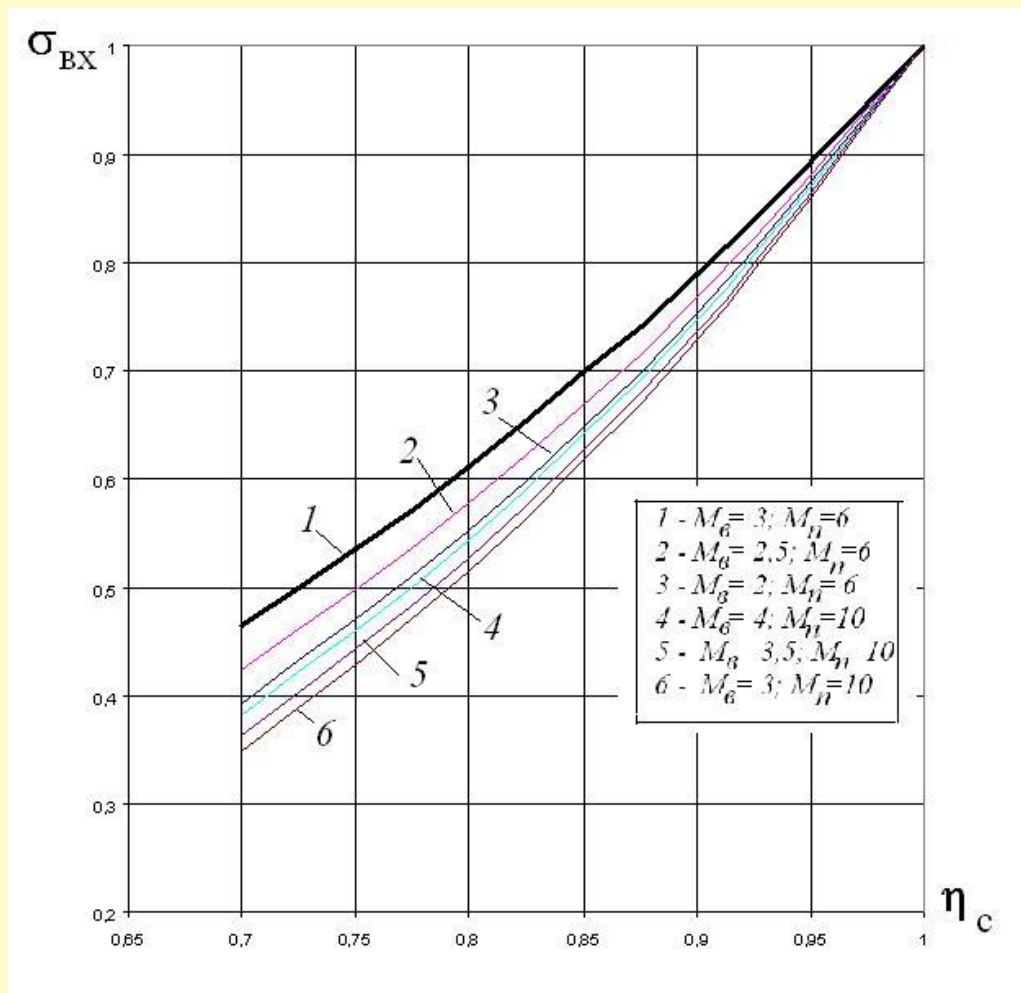
$$f_B = \frac{F_B}{F_H} = \frac{q(\lambda_H)}{q(\lambda_B)} \frac{1}{\sigma_{BX}} \quad \text{или}$$

$$f_B = \frac{1}{\delta} \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 (1 - \delta^2)}{\left[ 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 (1 - \delta^2) \eta_c \right]^{k/(k-1)}} \quad \text{где} \quad \delta = c_B / V$$



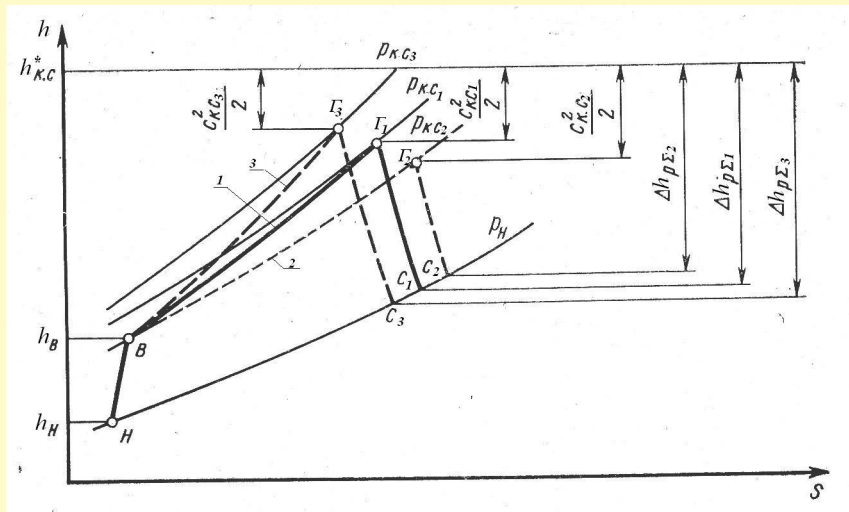
статическая температура при выходе из воздухозаборника:

$$T_B = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M_{\Pi}^2 (1 - \delta^2) \right] T_H$$



# Влияние формы камеры сгорания на показатели ГПВРД

при  $\theta = \text{const}$ :

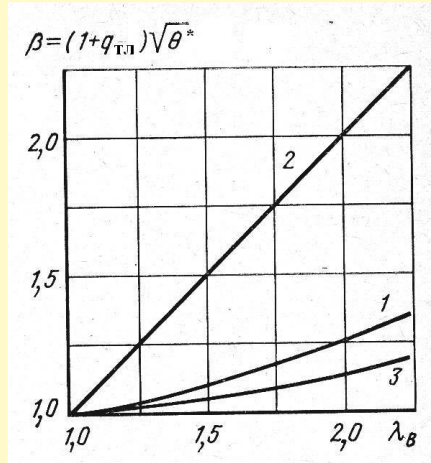


проходное сечение камеры сгорания:

$$f_{\text{КС}} = \frac{F_{\text{В}}}{F_{\text{Г}}} = \frac{(1 + g_{\text{ТЛ}})q(\lambda_{\text{В}})}{q(\lambda_{\text{Г}})\sigma_{\text{КС}}} \sqrt{g^*}$$

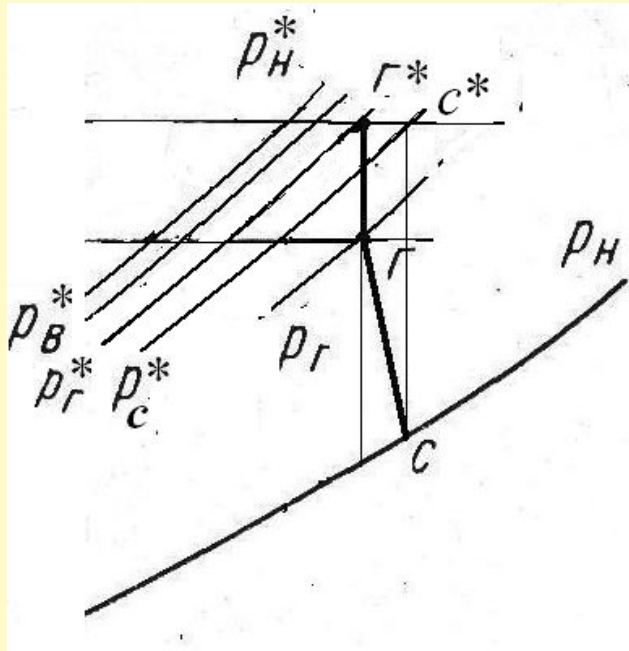
1. камера постоянного сечения
2. камера постоянного давления
3. сужающаяся камера

предельное значение  $\theta^* = T_{\text{Г}}^* / T_{\text{Н}}^*$   
(соответствует  $\lambda_{\text{Г}} = 1$ )



Для расширения диапазона работы ГПВРД камера на начальном участке должна иметь постоянное сечение (вариант 1) до достижения  $\lambda_{\text{Г}} = 1$ , а затем выполняться расширяющейся для выполнения условия  $M=1$ .

# Параметры реактивного сопла ГПВРД:



*степень понижения давления в сопле определяется скоростью полета:*

$$\pi_c = \frac{p_\Gamma^*}{p_H} = \frac{p_H^* \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кк}}}{p_H} = \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кк}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_\Pi^2 \right)^{k/(k-1)}$$

*скорость истечения из сопла:*

$$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_H^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_\Gamma^*} \right)^{k-1/k} \right]} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_H^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_c^*} \right)^{k-1/k} \right]}$$

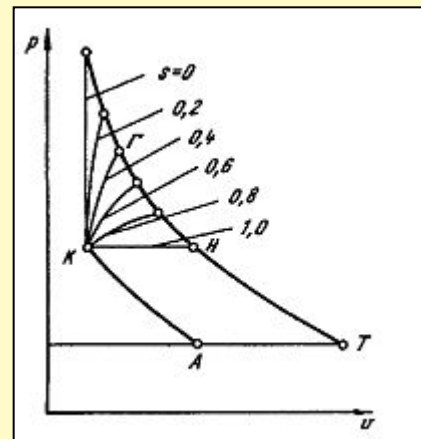
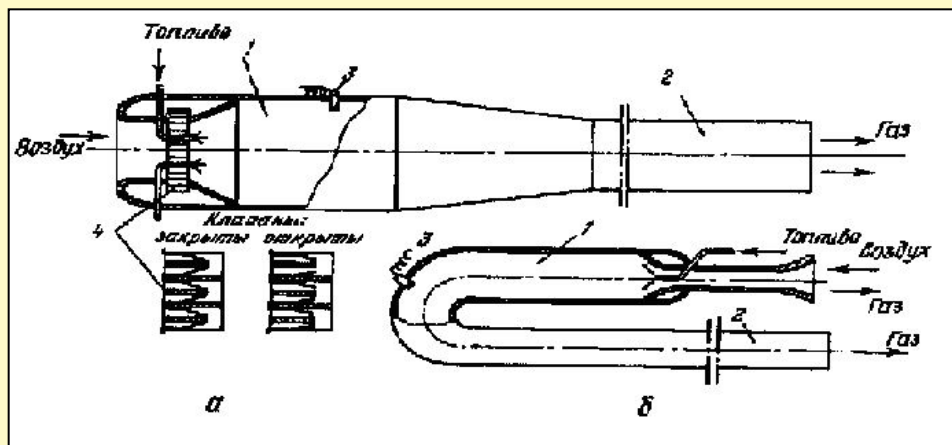
*соотношение между коэффициентами  $\varphi_c$  и  $\sigma_c$  задающими потери в сопле:*

$$\varphi_c^2 = \frac{1 - \left( \frac{p_H}{p_H^* \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кк}} \sigma_c} \right)^{k-1/k}}{1 - \left( \frac{p_H}{p_H^* \sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{кк}}} \right)^{k-1/k}}$$

*изменение проходного сечения сопла:*

$$f_c = f_{\text{кк}} \frac{q(\lambda_\Gamma)}{q(\lambda_c) \sigma_c}$$

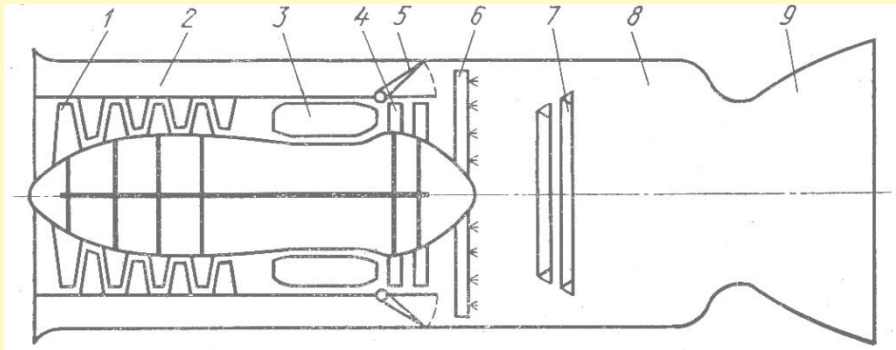
# Пульсирующие ВРД



# Комбинированные двигатели для больших высот и скоростей полета

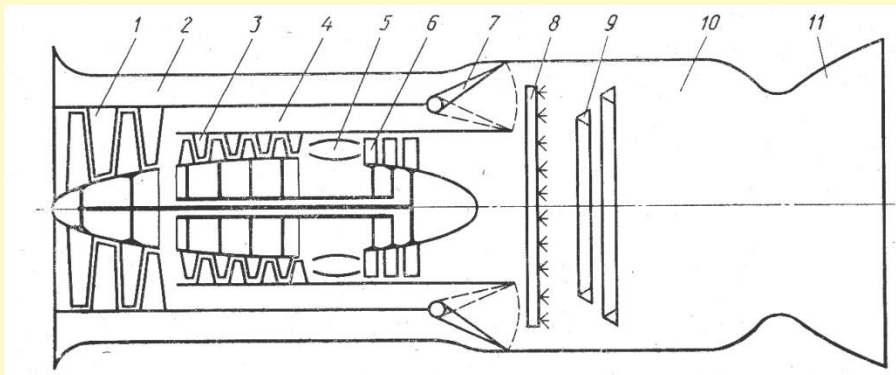
## Турбопрямоточные двигатели (ТПД)

на основе ТРДФ



*решающее преимущество:  
высокая эффективность  
двигателя в условиях  
больших скоростей полета.*

на основе ТРДДФ

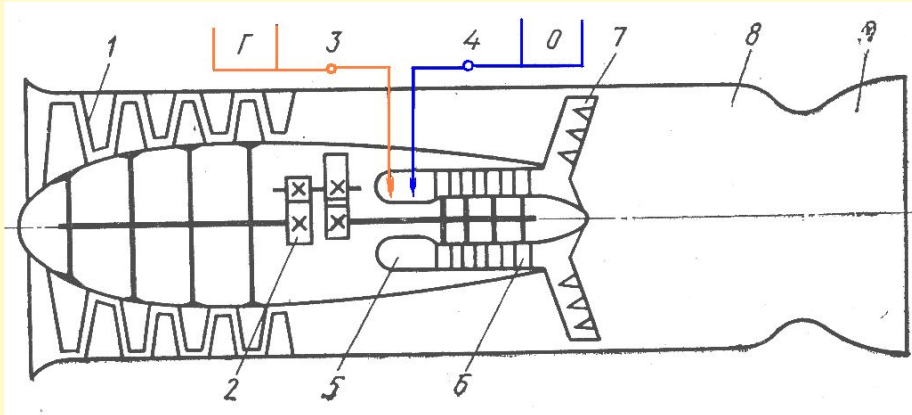


*достигается максимальная  
экономичность при  
дозвуковых скоростях, но  
сохраняется высокая  
эффективность на  
крейсерских режимах при  
 $M=4,5 \dots 5$*



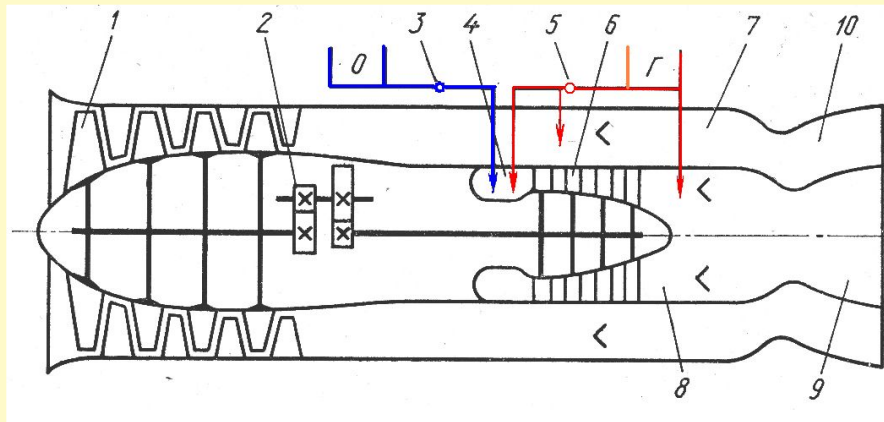
# Ракетно-турбинные двигатели (РТД)

*со смешением потоков*



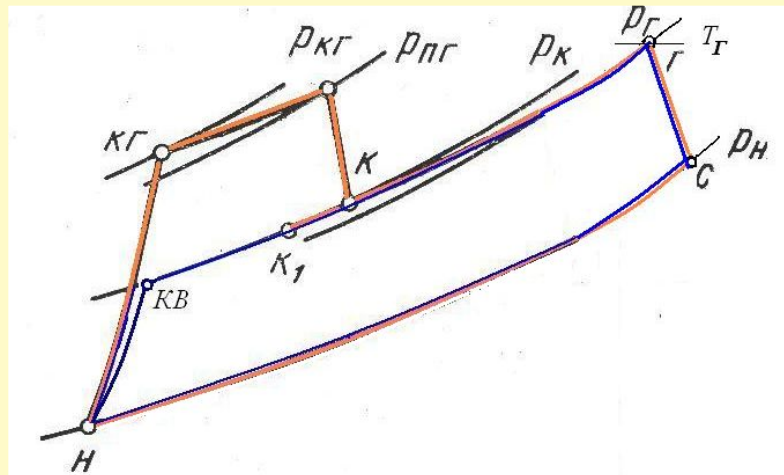
3,4 – насосы горючего и окислителя;  
5 – газогенератор; 7 – стабилизатор;  
8 – камера сгорания; 9 – сопло

*с отдельными контурами*



3,5 – насосы окислителя и горючего; 4 – газогенератор; 7,8 – камеры сгорания: воздушная и ракетная; 9,10 – сопла

# Термодинамический цикл РТД



ракетный цикл:

Н-КГ-ПГ – испарение и горение топлива, К-ПГ – расширение в турбине, К-К<sub>1</sub> – смешение с воздухом (для схемы 1), К-Г – горение топлива в воздухе, Г-С – расширение в сопле

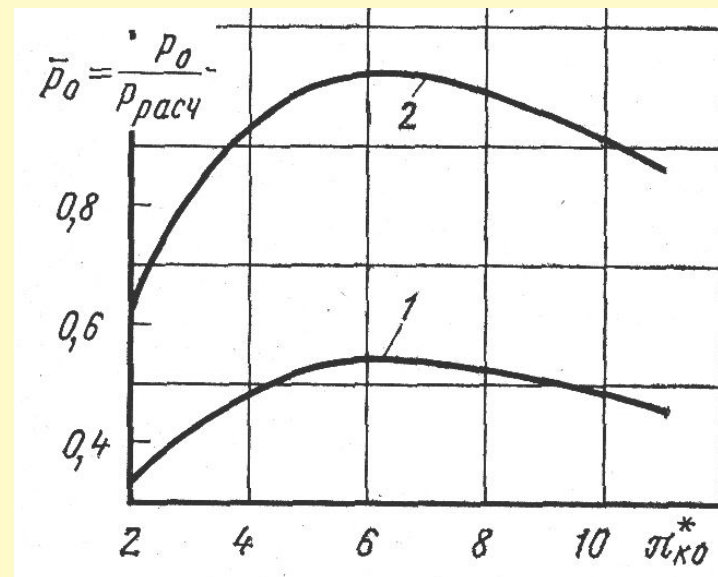
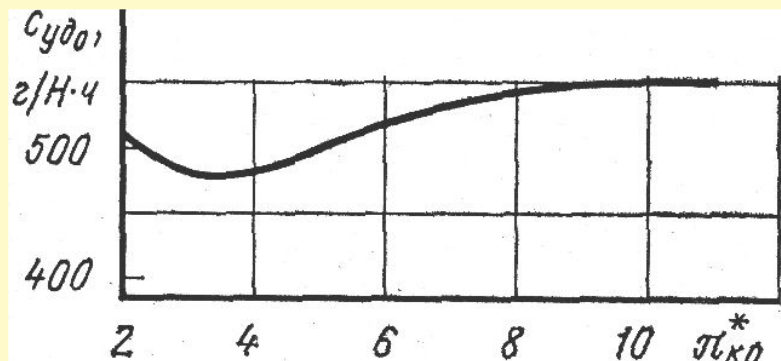
воздушный цикл:

К-КВ – сжатие в компрессоре

Температура  $T_Г$  может быть такой же, как в ТРДФ и выше, давление  $p_Г$  выше, чем в ТРД при таком же  $\pi_K$ .

индекс «0» - при  $H=0$ ,  $M=0$

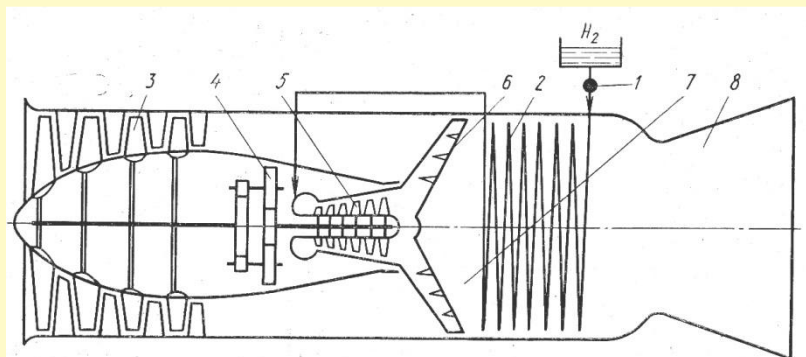
индекс «расч» –  $M_n=4$ ,  $H>11$  км



режимы  
1- РТД  
2- ПВРД

# Использование хладоресурса криогенных топлив

## пароводородный РТД



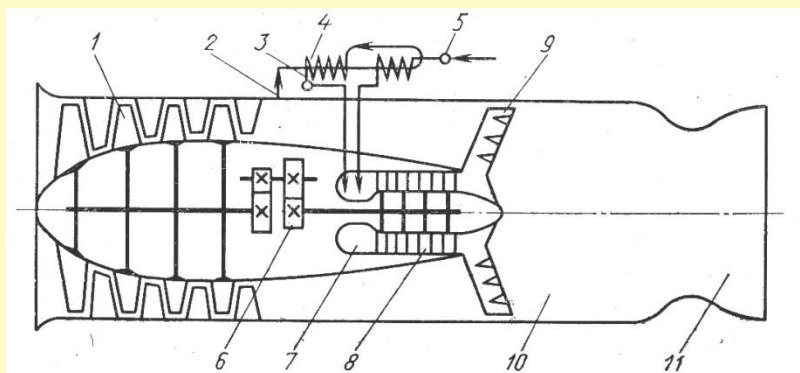
1-насос жидкого водорода,  
2- подогреватель водорода,  
7- камера сгорания

$$T_r = 1200 \text{ K}, g_{\text{тл}} = 1/38,$$

$$\pi_{\text{к0 max}} = 5 \text{ (на старте)}$$

не используется  
хладоресурс водорода

## РТД с охлаждением воздуха



2- отбор воздуха, 3-  
теплообменник-конденсатор,  
4-насос жидкого воздуха, 5-  
насос жидкого водорода, 7-  
водородо-воздушный  
генератор

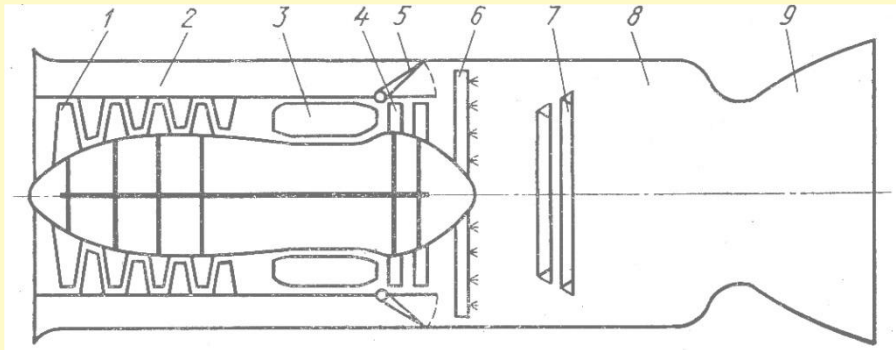
$g_{\text{тл}}$  увеличивается в 3-5 раз,  
поэтому увеличивается  $\pi_{\text{к0 max}}$   
и величина  $\eta_e$ .

Результат – более низкая, чем в ТРДФ лобовая масса и более высокая  $R_{\text{уд}}$ .

# Комбинированные двигатели для больших высот и скоростей полета

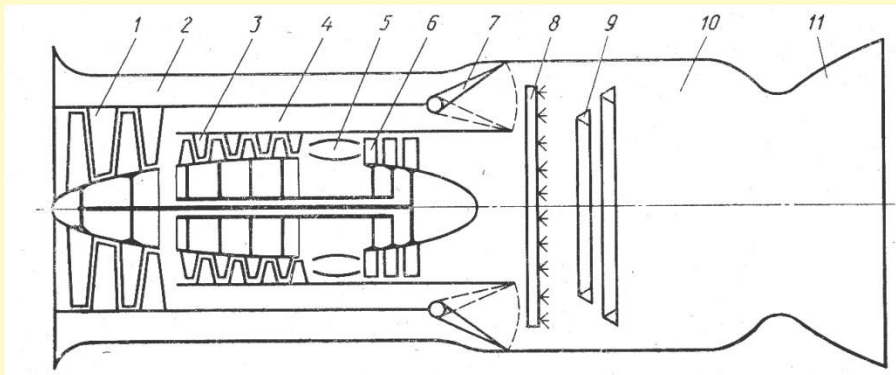
## Турбопрямоточные двигатели (ТПД)

на основе ТРДФ



*решающее преимущество:  
высокая эффективность  
двигателя в условиях  
больших скоростей полета.*

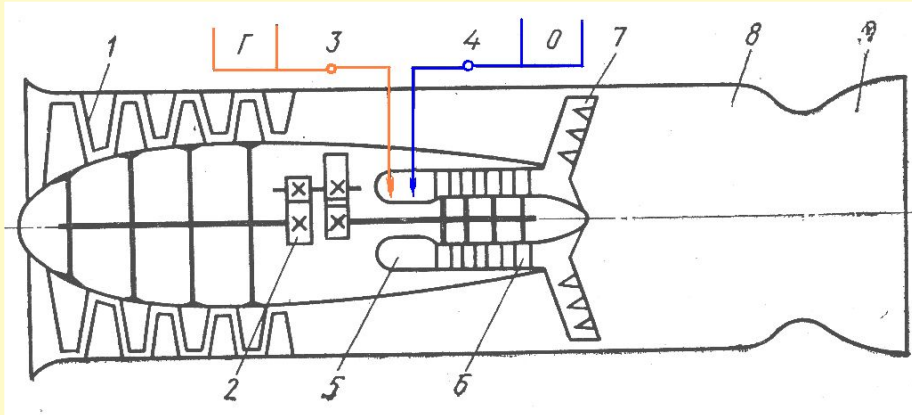
на основе ТРДДФ



*достигается максимальная  
экономичность при  
дозвуковых скоростях, но  
сохраняется высокая  
эффективность на  
крейсерских режимах при  
 $M=4,5 \dots 5$*

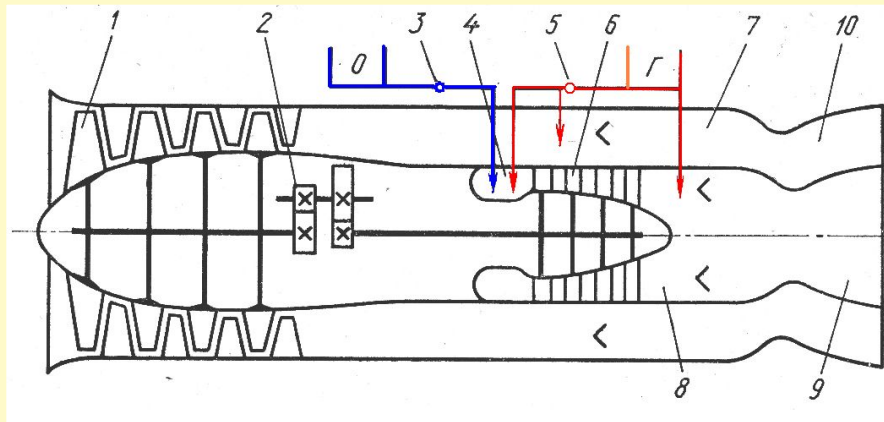
# Ракетно-турбинные двигатели (РТД)

*со смешением потоков*



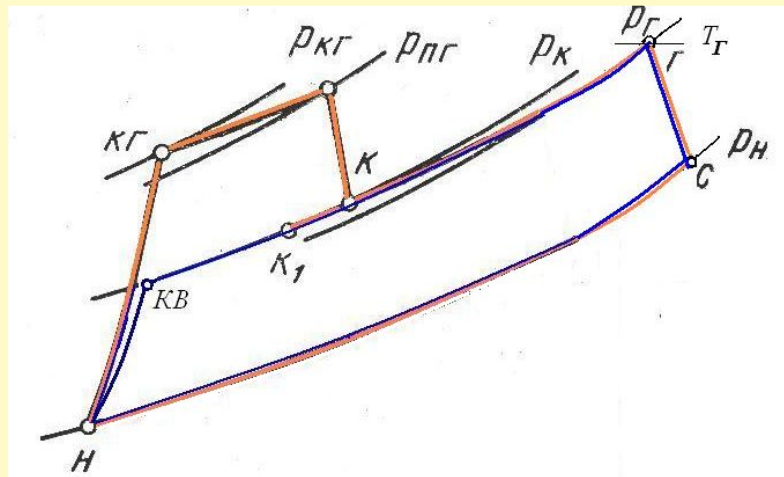
3,4 – насосы горючего и окислителя;  
5 – газогенератор; 7 – стабилизатор;  
8 – камера сгорания; 9 – сопло

*с отдельными контурами*



3,5 – насосы окислителя и горючего; 4 – газогенератор; 7,8 – камеры сгорания: воздушная и ракетная; 9,10 – сопла

# Термодинамический цикл РТД



ракетный цикл:

Н-КГ-ПГ –испарение и горение топлива, К-ПГ-К – расширение в турбине, К-Г – смешение с воздухом (для схемы 1), К-Г – горение топлива в воздухе, Г-С – расширение в сопле

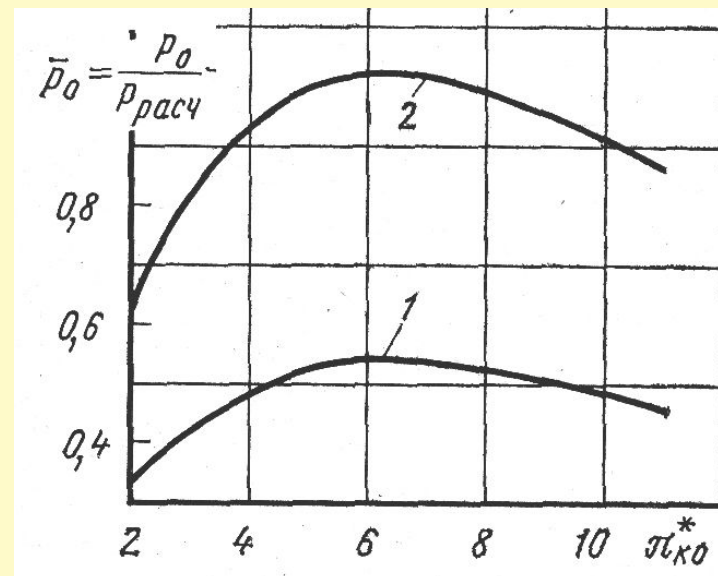
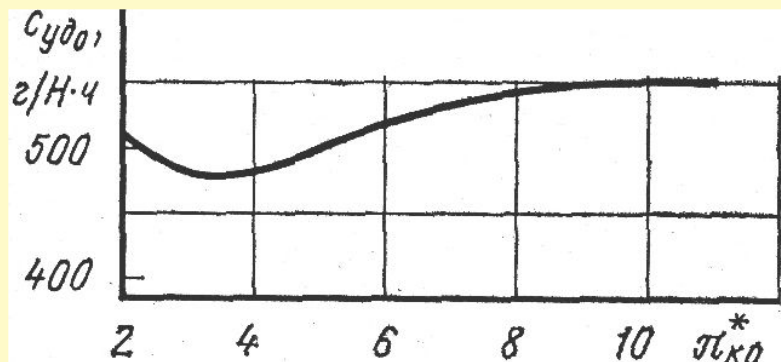
воздушный цикл:

К- КВ - сжатие в компрессоре

Температура  $T_Г$  может быть такой же, как в ТРДФ и выше, давление  $p_Г$  выше, чем в ТРД при таком же  $\pi_K$ .

индекс «0» - при  $H=0$ ,  $M=0$

индекс «расч) –  $M_n=4$ ,  $H>11$  км

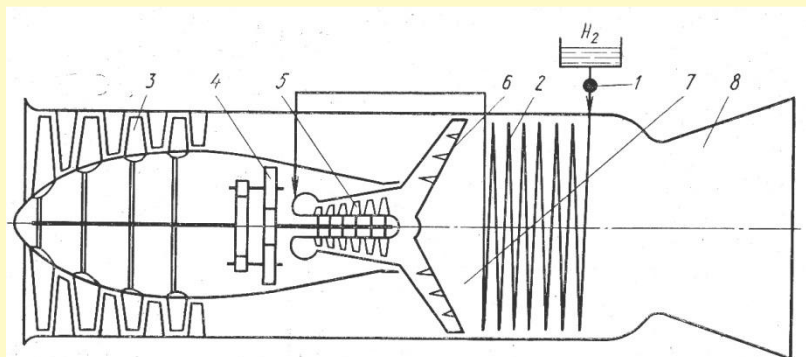


режимы  
1- РТД  
2- ПВРД



# Использование хладоресурса криогенных топлив

## пароводородный РТД



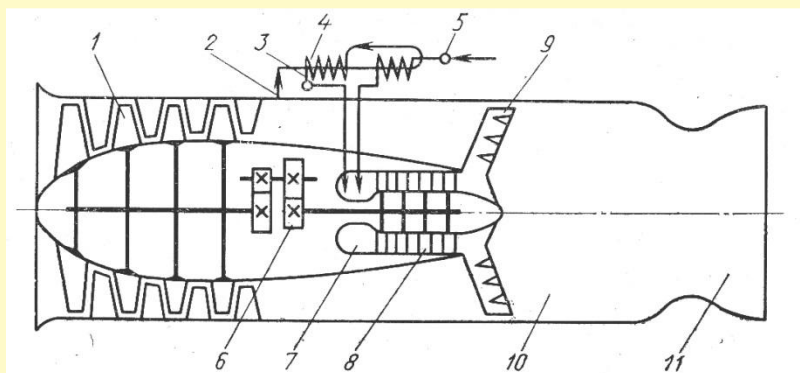
1-насос жидкого водорода,  
2- подогреватель водорода,  
7- камера сгорания

$$T_r = 1200 \text{ K}, g_{\text{тл}} = 1/38,$$

$$\pi_{\text{к0 max}} = 5 \text{ (на старте)}$$

не используется  
хладоресурс водорода

## РТД с охлаждением воздуха



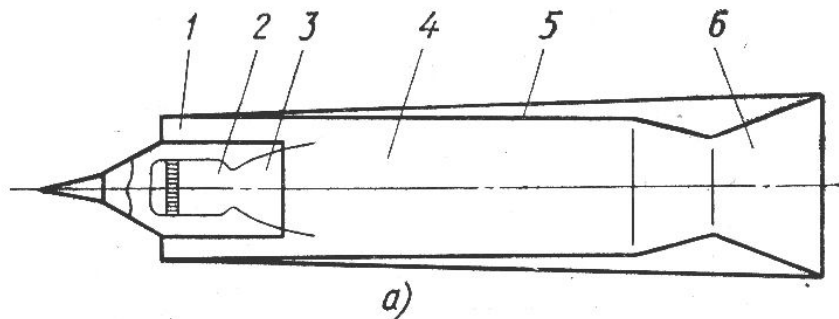
2- отбор воздуха, 3-  
теплообменник-конденсатор,  
4-насос жидкого воздуха, 5-  
насос жидкого водорода, 7-  
водородо-воздушный  
генератор

$g_{\text{тл}}$  увеличивается в 3-5 раз,  
поэтому увеличивается  $\pi_{\text{к0 max}}$   
и величина  $\eta_e$ .

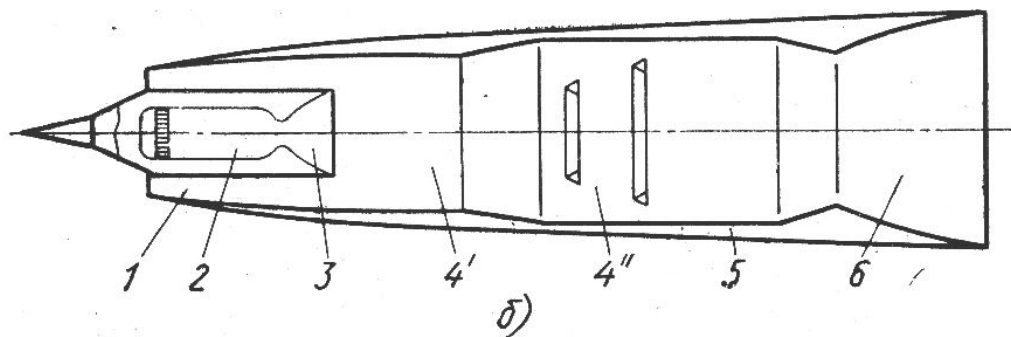
Результат – более низкая, чем в ТРДФ лобовая масса и более высокая  $R_{\text{уд}}$ .



# Ракетно-прямоточные двигатели (РПД)



с совмещенной камерой смешения и горения (а), с отдельными камерами (б).

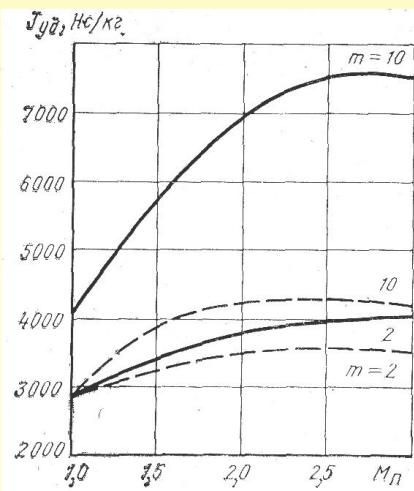


1- воздухозаборник, 2 – газогенератор, 3- сопло газогенератора, 4 – камера смешения (и сгорания), 5 – корпус прямоточного контура, 6 – реактивное сопло.

характерные параметры:

$$m = \frac{G_B}{G_{ТЛ}} = \frac{1}{g_{ТЛ}} \quad \begin{array}{l} \text{коэффициент} \\ \text{эжекции} \end{array}$$

$$\bar{p} = \frac{p_{Пг}^*}{p_B^*}; \quad \alpha_{Пг} \quad \begin{array}{l} \text{коэффициент} \\ \text{избытка окислителя} \end{array}$$



керосин + азотная к-та,  
 $\alpha_{Пг} = 0,8$ ;  $\alpha_{\Sigma} = 1,25$ ,  $p = 50$   
 — с дожиганием  
 - - - без дожигания

твердое топливо,  
 $p_{Пг} = 1,9 \text{ МПа}$ ,  $H = 12 \text{ км}$

—  $J_{y\partial}$   
 - - -  $C_R$

