



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева»

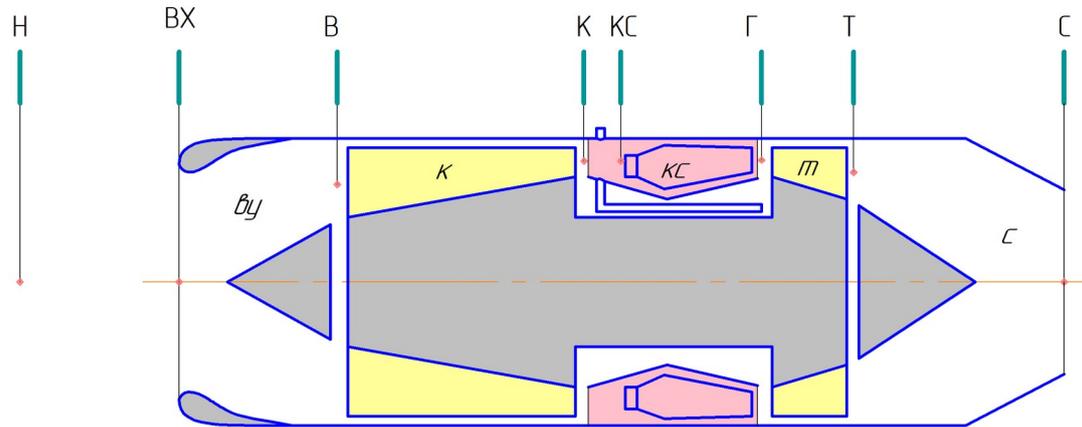
Институт двигателей и энергетических установок
Кафедра теории двигателей летательных аппаратов

Глава 3. Проектный термогазодинамический расчет ГТД

§ 3.2. Методика проектного расчета одновального ТРД

3.2.1. Расчетная схема

Схема одновального ТРД



Структура модели проектного расчета



3.2.2. Исходные данные

Заданными для проектного расчета одновального ТРД являются следующие параметры основных компонентов модели.

Внешние условия:

- M_{Π} - число Маха полета;
- T_H - температура атмосферного воздуха, К ;
- p_H - давление атмосферного воздуха, Па .

Входное устройство:

- $\sigma_{ВХ}$ - коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве.

Компрессор:

- π_K^* - степень повышения давления в компрессоре;
- η_K^* - КПД компрессора.

Отборы:

- $g_{\text{охл.са.т}}$ - относительная величина отбора воздуха на охлаждение соплового аппарата турбины;
- $g_{\text{охл.рк.т}}$ - относительная величина отбора воздуха на охлаждение рабочих колёс турбины;
- $g_{\text{отб.ЛА}}$ - относительная величина отбора воздуха на нужды летательного аппарата;
- $g_{\text{ут}}$ - относительная величина утечек воздуха.

Камера сгорания:

- $\sigma_{\text{кс}}$ - коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;
- $\eta_{\text{Г}}$ - коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания;
- $T_{\text{Г}}^*$ - полная температура газа в сечении на выходе, К .

Турбина:

- η_m - коэффициент механических потерь в трансмиссии;
- η_T^* - КПД турбины.

Сопло:

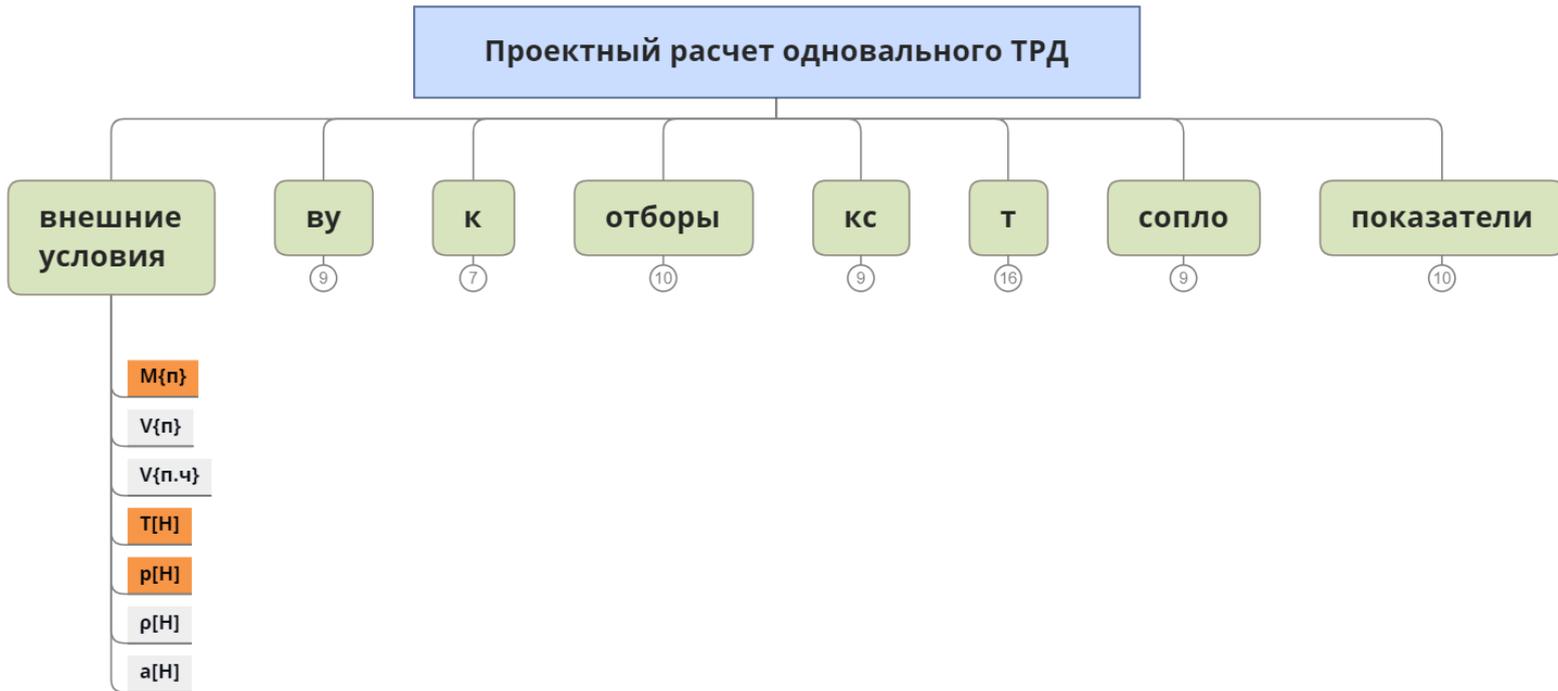
- φ_c - коэффициент скорости.

Показатели:

- P - тяга двигателя, кН .

3.2.3. Алгоритм расчета

Внешние условия



1. Плотность атмосферного воздуха:

$$\rho_H = \frac{P_H}{R_{\text{в}} \cdot T_H} \quad \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

2. Скорость распространения звука в атмосфере:

$$a_H = \sqrt{k_{\text{в}} \cdot R_{\text{в}} \cdot T_H} \quad , \quad \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

3. Скорость полета:

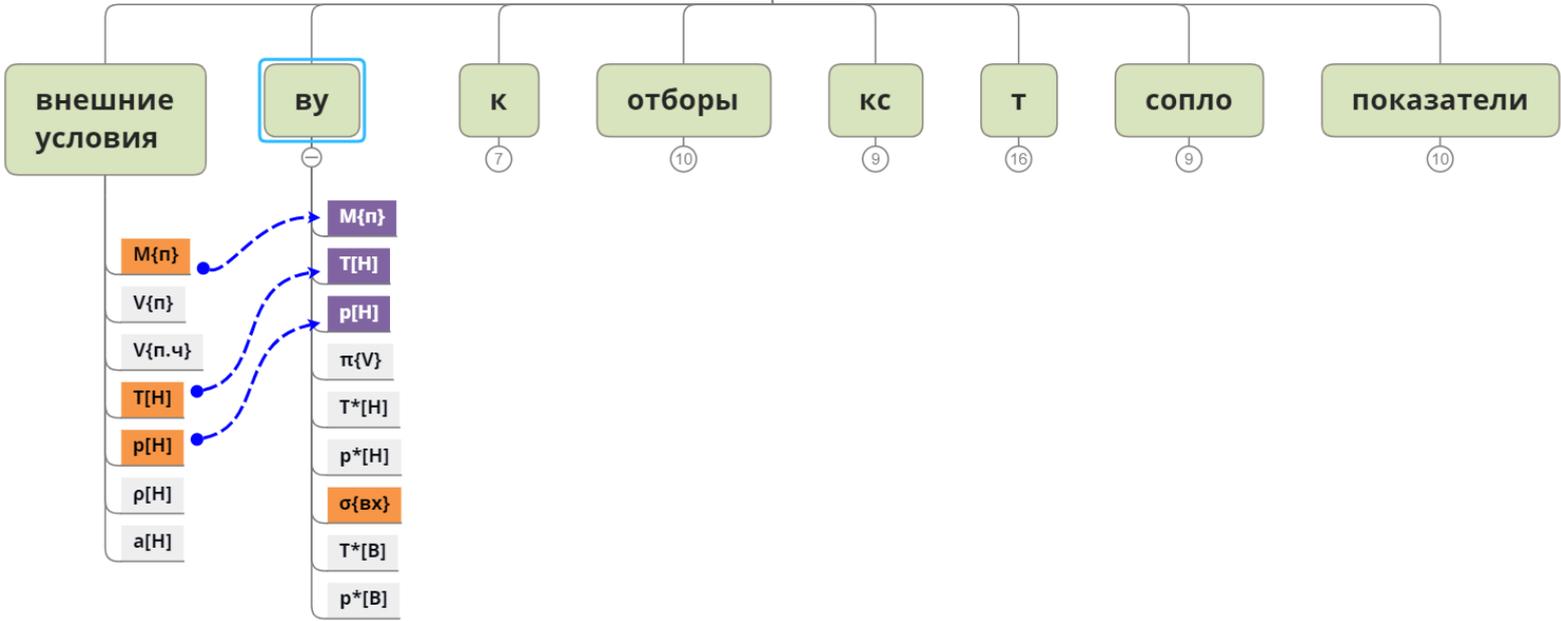
$$V_{\text{п}} = a_H \cdot M_{\text{п}} \quad , \quad \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

4. Скорость полета [км/ч]:

$$V_{\text{п.ч}} = 3,6 \cdot V_{\text{п}} \quad , \quad \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Входное устройство

Проектный расчет одновального ТРД



1. Степень повышения давления от скоростного напора набегающего потока:

$$\pi_V = \left(1 + \frac{k_\epsilon - 1}{2} M_\Pi^2 \right)^{\frac{k_\epsilon}{k_\epsilon - 1}} .$$

2. Полная температура набегающего потока воздуха:

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{k_\epsilon - 1}{2} M_\Pi^2 \right) , \text{ К} .$$

3. Полное давление набегающего потока воздуха:

$$p_H^* = p_H \cdot \pi_V , \text{ Па} .$$

4. Полная температура воздуха в сечении на выходе:

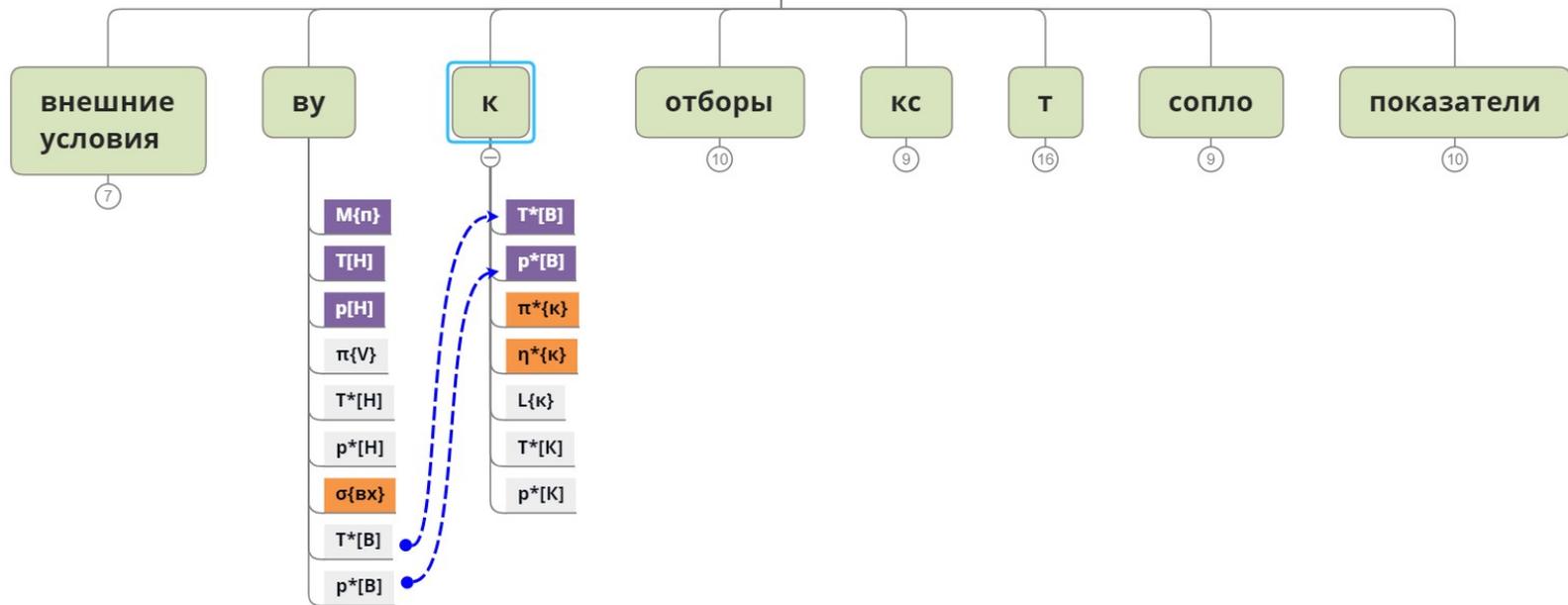
$$T_B^* = T_H^* , \text{ К} .$$

5. Полное давления воздуха в сечении на выходе:

$$p_B^* = p_H^* \cdot \sigma_{\text{вх}} , \text{ Па} .$$

Компрессор

Проектный расчет одновального ТРД



1. Удельная работа компрессора:

$$L_{\text{к}} = c_{\text{pв}} \cdot T_{\text{в}}^* \cdot \left(\pi_{\text{к}}^{\frac{k_{\text{в}} - 1}{k_{\text{в}}}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_{\text{к}}} , \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} .$$

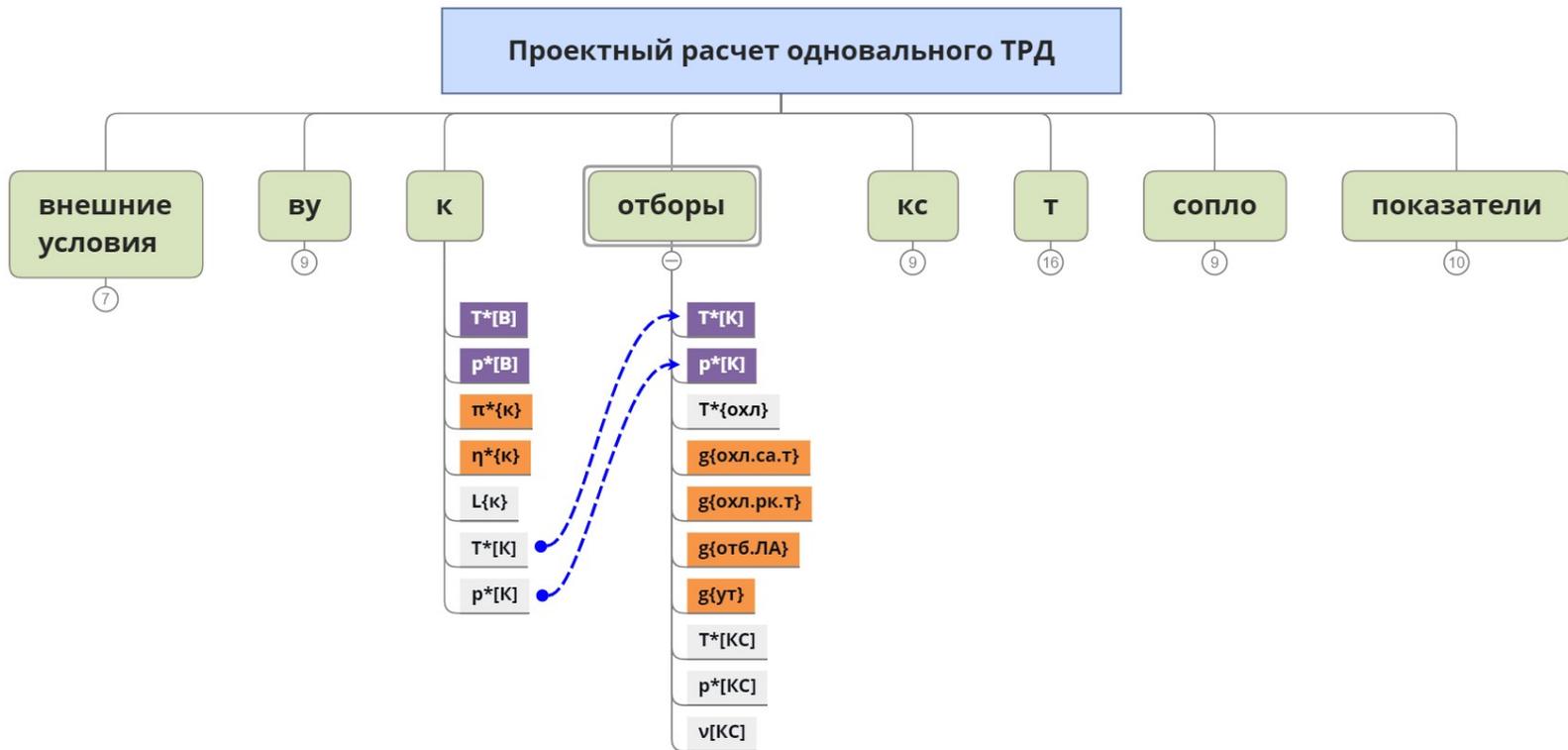
2. Полная температура воздуха в сечении на выходе:

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\text{к}}}{c_{\text{pв}}} , \text{ К} .$$

3. Полное давление воздуха в сечении на выходе:

$$p_{\text{к}}^* = p_{\text{в}}^* \cdot \pi_{\text{к}}^* , \text{ Па} .$$

Отборы



1. Полная температура охлаждающего воздуха:

$$T_{\text{охл}}^* = T_{\text{К}}^* , \text{ К} .$$

2. Полная температура воздуха в сечении на выходе:

$$T_{\text{КС}}^* = T_{\text{К}}^* , \text{ К} .$$

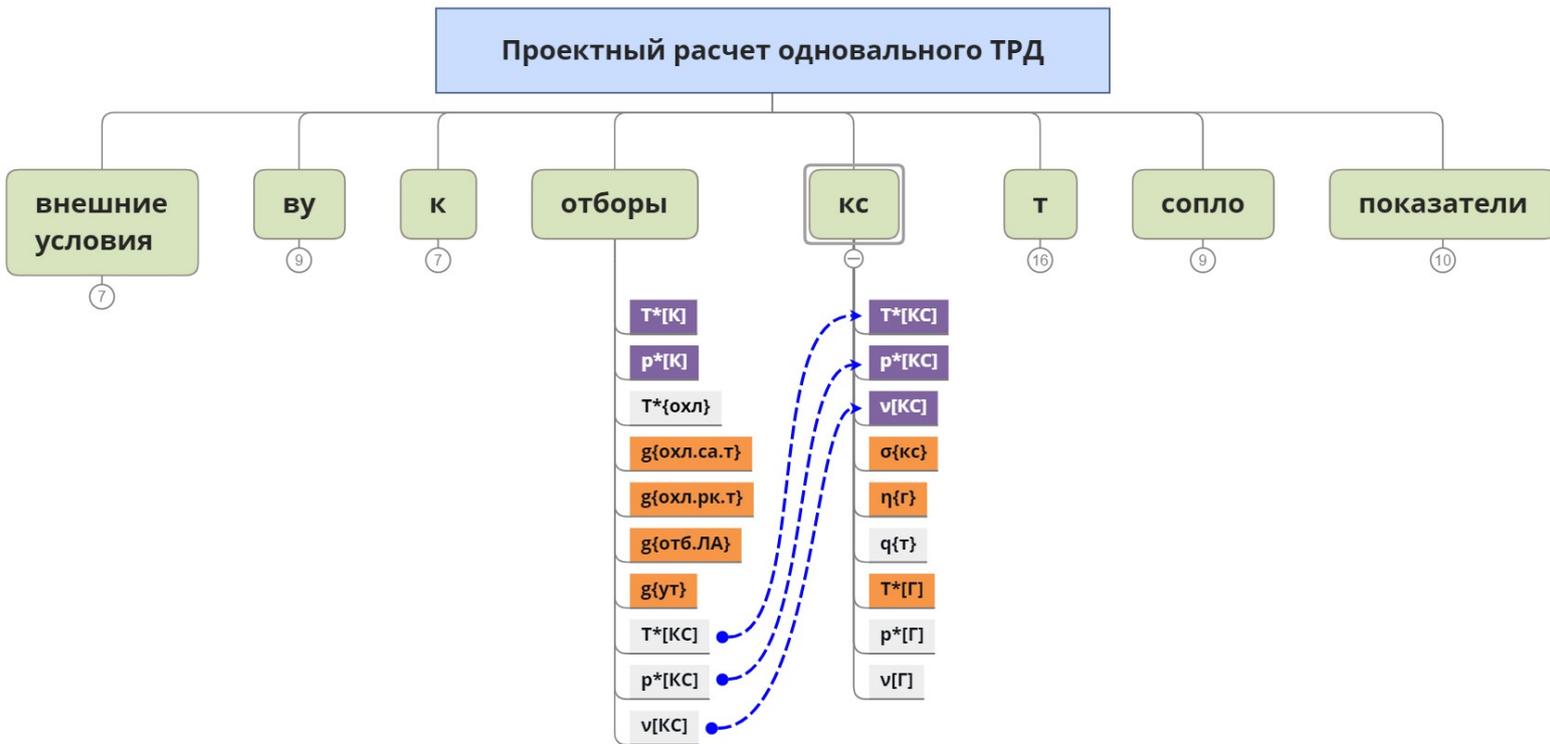
3. Полное давление газа в сечении на выходе:

$$p_{\text{КС}}^* = p_{\text{К}}^* , \text{ Па} .$$

4. Коэффициент изменения массы воздуха, проходящего через камеру сгорания:

$$v_{\text{КС}} = 1 - g_{\text{охл.са.т}} - g_{\text{охл.рк.т}} - g_{\text{отб.ЛА}} - g_{\text{ут}} .$$

Камера сгорания



1. Относительный расход топлива в камере сгорания:

$$q_T = \frac{c_{p\varepsilon} \cdot T_{\Gamma}^* - c_{p\varepsilon} \cdot T_{\text{КС}}^*}{H_{u \text{ суг}} \cdot \eta_{\Gamma}} .$$

2. Полное давление газа в сечении на выходе:

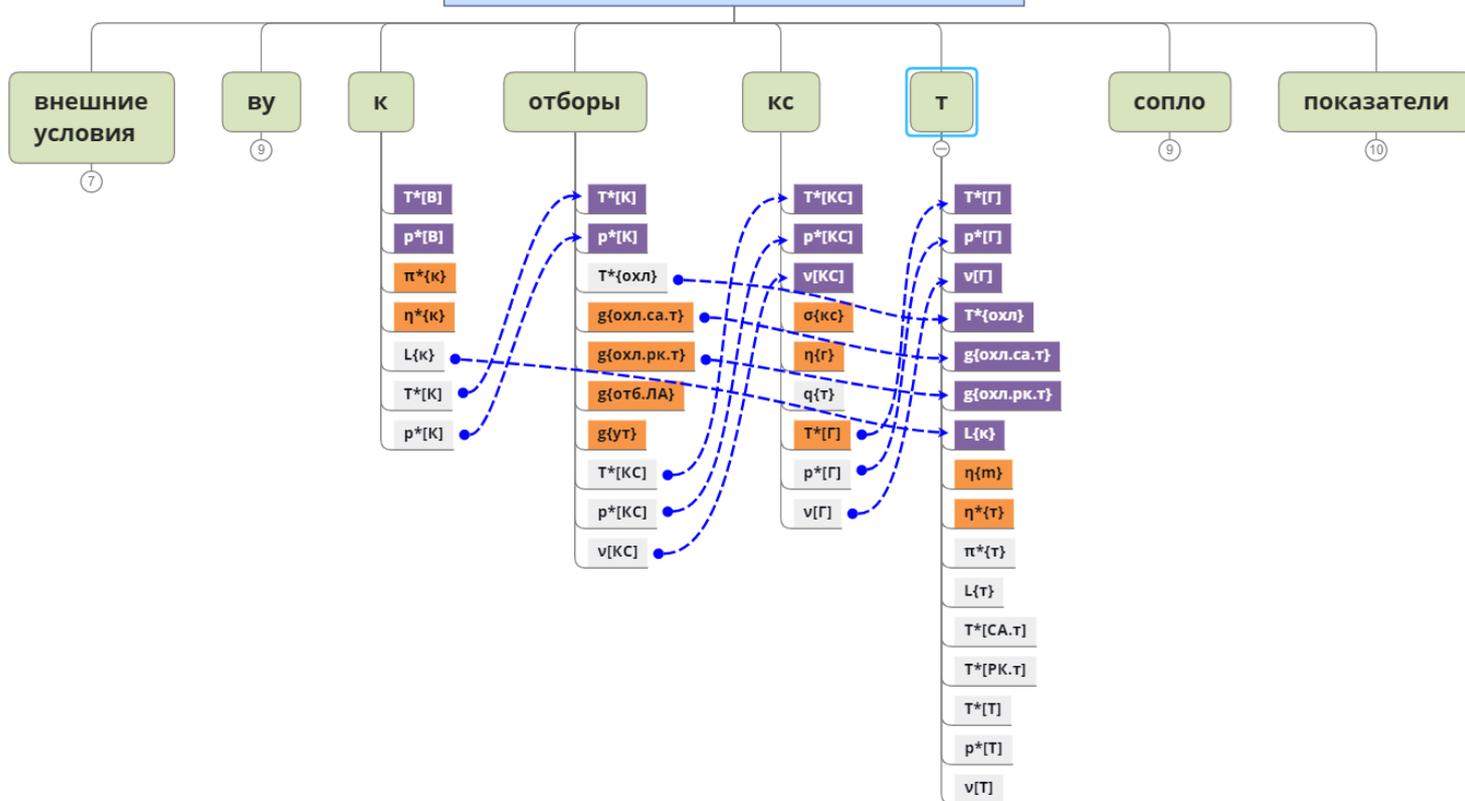
$$p_{\Gamma}^* = p_{\text{КС}}^* \cdot \sigma_{\text{КС}} , \text{ Па} .$$

3. Коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении на выходе:

$$v_{\Gamma} = v_{\text{КС}} \cdot (1 + q_T) .$$

Турбина

Проектный расчет одновального ТРД



1. Полная температура газа в минимальном сечении первого соплового аппарата турбины:

$$T_{CA.T}^* = \frac{c_{pг} \cdot T_{\Gamma}^* \cdot v_{\Gamma} + c_{pв} \cdot T_{охл}^* \cdot g_{охл.са.т}}{c_{pг} \cdot (v_{\Gamma} + g_{охл.са.т})}, \text{ К}.$$

2. Удельная работа турбины:

$$L_{\Gamma} = \frac{L_{к}}{\eta_m \cdot (v_{\Gamma} + g_{охл.са.т})}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

3. Степень понижения давления в турбине:

$$\pi_{\Gamma}^* = \left(1 - \frac{L_{\Gamma}}{c_{pг} \cdot T_{CA.T}^* \cdot \eta_{\Gamma}^*} \right)^{-\frac{k_г}{k_г - 1}}.$$

4. Полная температура газа в минимальном сечении последнего рабочего колеса турбины:

$$T_{\text{ПК.Т}}^* = T_{\text{СА.Т}}^* - \frac{L_{\text{Т}}}{c_{pг}}, \text{ К}.$$

5. Полная температура газа в сечении на выходе:

$$T_{\text{Т}}^* = \frac{c_{pг} \cdot T_{\text{ПК.Т}}^* \cdot (v_{\Gamma} + g_{\text{охл.са.Т}}) + c_{pв} \cdot T_{\text{охл}}^* \cdot g_{\text{охл.рк.Т}}}{c_{pг} \cdot (v_{\Gamma} + g_{\text{охл.са.Т}} + g_{\text{охл.рк.Т}})}, \text{ К}.$$

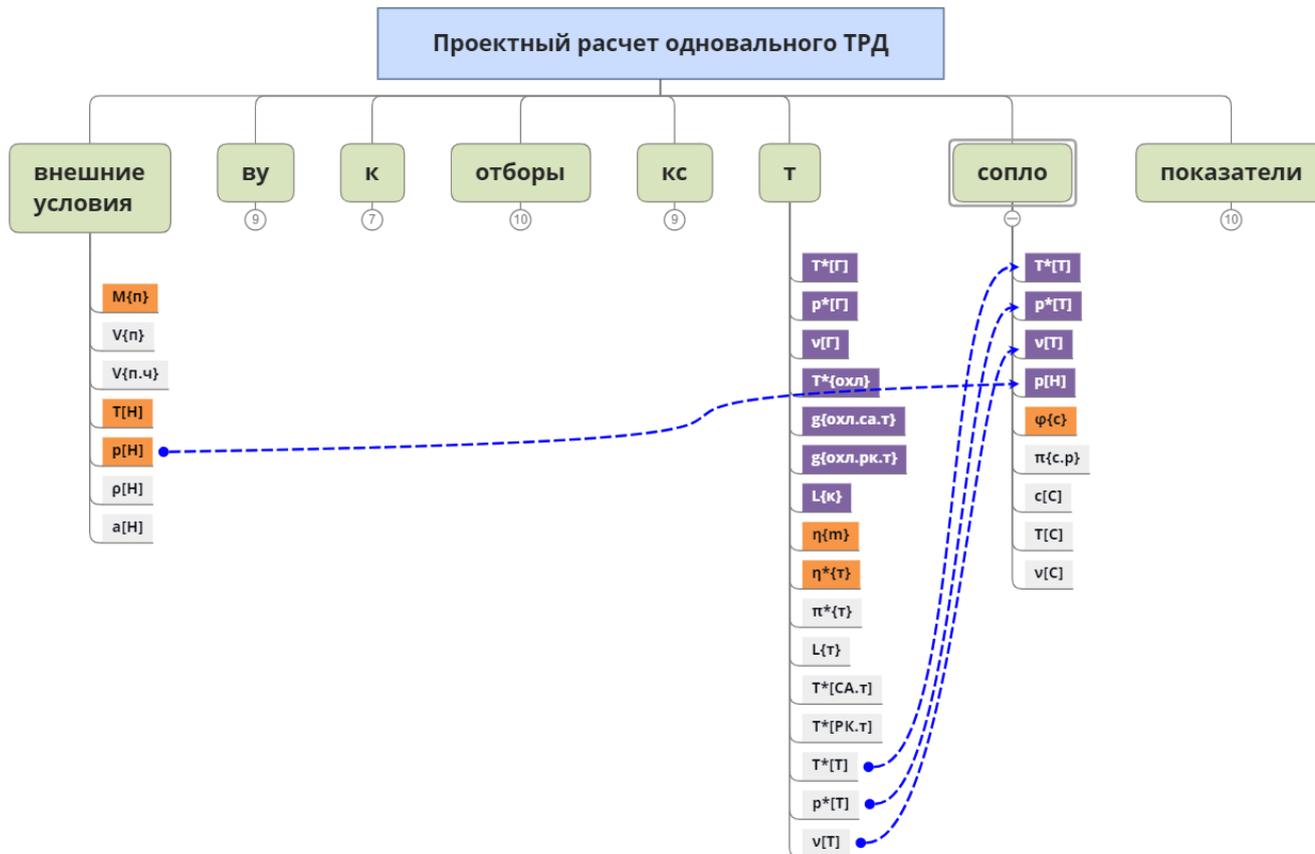
6. Полное давление газа в сечении на выходе:

$$p_{\text{Т}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{Т}}}, \text{ Па}.$$

7. Коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении на выходе:

$$v_{\text{Т}} = v_{\Gamma} + g_{\text{охл.са.Т}} + g_{\text{охл.рк.Т}}.$$

Сопло



1. Располагаемая степень понижения давления

$$\pi_{\text{ср}} = \frac{p_{\text{T}}^*}{p_{\text{H}}}.$$

2. Скорость истечения рабочего тела из выходного устройства (при условии полного расширения рабочего тела):

$$c_{\text{C}} = \varphi_{\text{C}} \sqrt{2 \cdot c_{p2} \cdot T_{\text{T}}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\frac{k_2 - 1}{k_2} \pi_{\text{ср}}} \right)}, \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

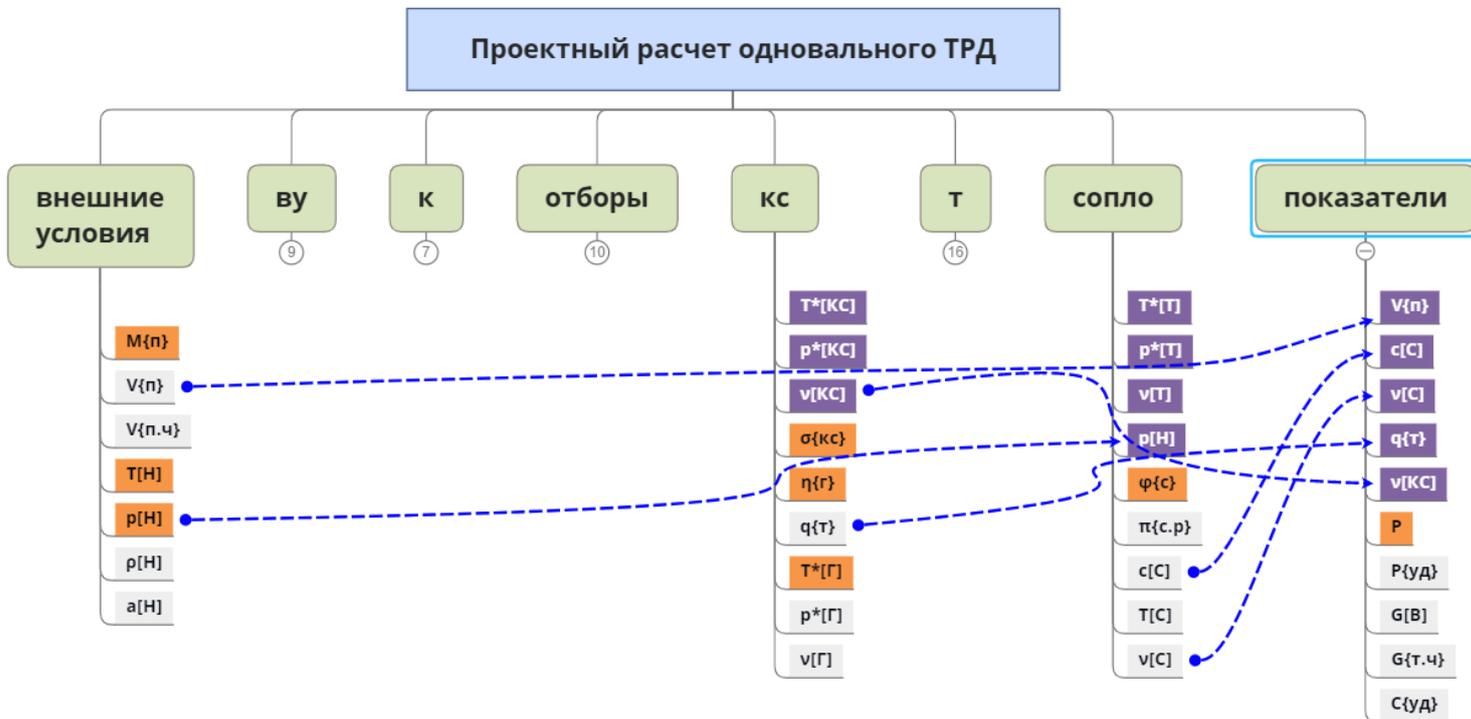
3. Статическая температура рабочего тела в сечении на выходе:

$$T_{\text{C}} = T_{\text{T}}^* - \frac{c_{\text{C}}^2}{2 \cdot c_{p2}}, \text{ К}.$$

4. Коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении на выходе:

$$v_{\text{C}} = v_{\text{T}}.$$

Показатели



1. Удельная тяга двигателя (при условии полного расширения рабочего тела в канале выходного устройства):

$$P_{уд} = c_C \cdot v_C - V_{п} , \frac{Н \cdot с}{кг} .$$

2. Расход воздуха через двигатель:

$$G_B = \frac{10^3 \cdot P}{P_{уд}} , \frac{кг}{с} .$$

3. Часовой расход топлива в камере сгорания:

$$G_{т.ч} = 3600 \cdot q_T \cdot v_{КС} \cdot G_B , \frac{кг}{ч} .$$

4. Удельный расход топлива:

$$C_{уд} = \frac{G_{т.ч}}{P} , \frac{кг}{кН \cdot ч} .$$