

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМ. Н.Э.БАУМАНА

Факультет "Энергомашиностроение"
Кафедра "ЭЗ"

Жигалкин Александр Сергеевич

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

Проектирование свободной турбины ТВлД

Руководитель курсового проекта
_____ В. Н. Шадрин
« ____ » _____ 2016 г.

Москва, 2016 г.

1 Задание

Спроектировать двухступенчатую свободную турбину турбовального двигателя с температурой после камеры сгорания $T_{\Gamma}^* = 1463 \text{ K}$ и мощностью на валу свободной турбины $N_e = 2.07 \text{ МВт}$.

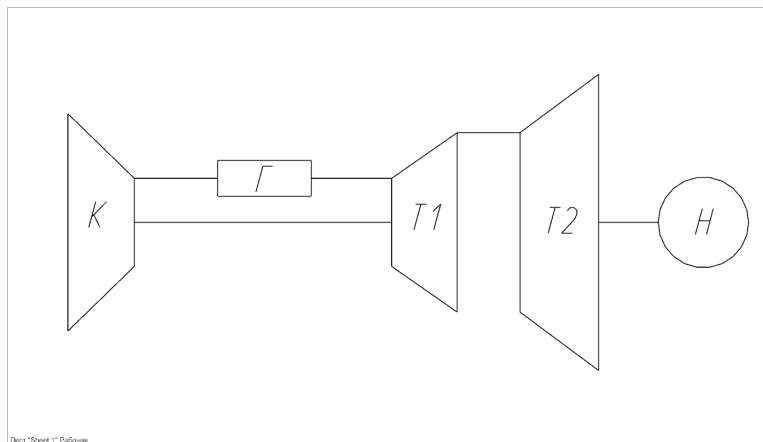


Рис. 1: Схема ГТД

Содержание

1	Задание	1
2	Расчет параметров цикла ГТД	3
2.1	Исходные данные	3
2.2	Вариантные расчеты	3
2.3	Расчет цикла при $\pi_k = < PiComp >$	3
3	Поступенчатый расчет турбины	9
3.1	Расчет первой ступени	9
3.2	Расчет второй ступени	13
3.3	Вычисление интегральных параметров турбины	17
4	Профилирование первой ступени турбины компрессора	18
5	Расчет на прочность диска первой ступени	21
5.1	Исходные данные для расчета	21
5.2	Алгоритм расчета	21
5.3	Результаты расчета	22

2 Расчет параметров цикла ГТД

2.1 Исходные данные

Величина	Обозначение	Размерность	Значение
Политропический КПД компрессора	$\eta_{кр}^*$	-	<EtaCompPol>
Полнота сгорания топлива	$\eta_{г}$	-	<EtaBurn>
Политропический КПД турбины компрессора	$\eta_{ткр}^*$	-	<EtaCompTurbPol>
Политропический КПД свободной турбины	$\eta_{тр}^*$	-	<EtaFreeTurbPol>
Относительная скорость на выходе из ГТД	$\lambda_{вых}$	-	<LambdaOut>
Мощность на валу свободной турбины	N_e	кВт	<CyclePower>
Температура перед турбиной компрессора	$T_{г}^*$	К	<GasTemp>
Коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве компрессора	$\sigma_{вх}$	-	<InletPipeSigma>
Коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания	$\sigma_{г}$	-	<BurnSigma>
Коэффициент сохранения полного давления в выходном патрубке	$\sigma_{вых}$	-	<OutletPipeSigma>
Механический КПД турбины компрессора	$\eta_{м}$	-	<EtaMech>
КПД редуктора	$\eta_{р}$	-	<EtaR>
Относительный расход утечек	$g_{ут}$	-	<LossMassRateRel>
Относительный расход на охлаждение	$g_{охл}$	-	<CoolMassRateRel>
Относительный расход возвращаемого воздуха	$g_{возвр}$	-	<ReturnMassRateRel>

2.2 Вариантные расчеты

Для определения оптимальной степени повышения давления в компрессоре был произведен расчет цикла ГТД для различных значений π_k^* в интервале 6 до 27. В результате были построены графики зависимостей КПД, удельной расхода топлива и расхода через компрессор от степени повышения давления в компрессоре.

Ниже представлены графики зависимостей КПД, расхода топлива и расхода воздуха ГТД от π_k^* . Также представлен их сводный график, на котором для наглядности значения КПД, расхода топлива и расхода воздуха отнесены к максимальным на представленном промежутке значений степени повышения давления.

<CyclePlotGAir>
 <CyclePlotCe>
 <CyclePlotEtaE>

В качестве оптимального принимаем $\pi_k = < PiComp >$.

Ниже представлен расчет цикла ГТД при $\pi_k = < PiComp >$

2.3 Расчет цикла при $\pi_k = < PiComp >$

Расчет некоторых узлов ГТД (а именно обоих турбин и компрессора) носит итерационный характер, так как удельная теплоемкость и коэффициент адиабаты зависят от температуры на выходе из узла. Поэтому ниже представлены расчеты для последних итераций.

1. Определим давление за входным устройством:

$$p_{вх}^* = \sigma_{вх} p_a = < InletPipeSigma > \cdot < AtmP > = < InletTubePOut > \text{ МПа}$$

2. Определим давление за компрессором:

$$p_k^* = \pi_k p_{вх}^* = < PiComp > \cdot < InletTubePOut > = < CompPOut > \text{ МПа}$$

3. Определим адиабатический КПД компрессора, принимая показатель адиабаты воздуха $k_b = < CycleK AirShort >$

$$\eta_k^* = \frac{\frac{k_b - 1}{k_b} - 1}{\frac{k_b - 1}{k_b \eta_{кр}^*} - 1} = \frac{< PiComp > \frac{< CycleK AirShort > - 1}{< CycleK AirShort >} - 1}{< PiComp > \frac{< CycleK AirShort > - 1}{< CycleK AirShort > \cdot < EtaCompPol > - 1} - 1} = < EtaComp >$$

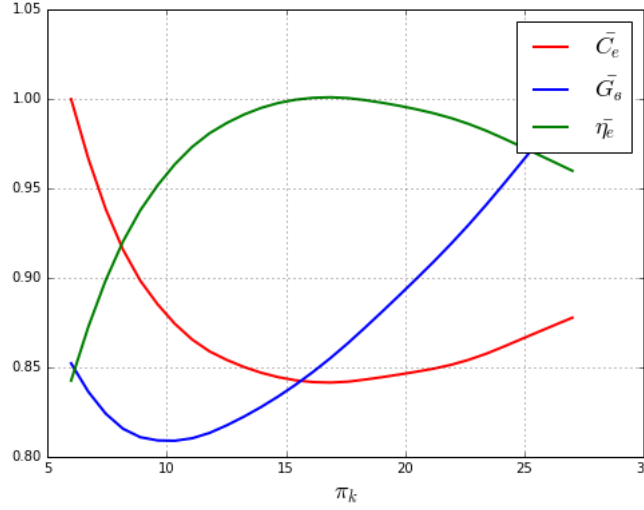


Рис. 2: Сводный график зависимостей КПД, расхода воздуха и расхода топлива от степени повышения давления в компрессоре

4. Определим температуру газа за компрессором:

$$T_K^* = T_a \left[1 + \frac{\frac{k_B - 1}{k_B} \pi_K - 1}{\eta_K^*} \right] = \langle AtmT \rangle \left[1 + \frac{\langle PiComp \rangle \frac{\langle CycleKAirShort \rangle - 1}{\langle CycleKAirShort \rangle} - 1}{\langle EtaComp \rangle} \right] = \langle CompTOut \rangle \text{ К}$$

5. Определим уточненное значение показателя адиабаты:

5.1. Средняя теплоемкость воздуха при температуре T_a :

$$\begin{aligned} c_{pвср}(T_a) &= (1.2 \cdot 10^{-5} (T_a - 70) + 0.236) \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= (1.2 \cdot 10^{-5} (\langle AtmT \rangle - 70) + 0.236) \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle CompTInSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

5.2. Средняя теплоемкость воздуха при температуре T_K^* :

$$\begin{aligned} c_{pвср}(T_K^*) &= (1.2 \cdot 10^{-5} (T_K^* - 70) + 0.236) \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= (1.2 \cdot 10^{-5} (\langle CompTOut \rangle - 70) + 0.236) \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle CompTOutSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

5.3. Средняя теплоемкость воздуха в интервале температур от T_a до T_K^* :

$$\begin{aligned} c_{pв} &= \frac{c_{pвср}(T_K^*)(T_K^* - T_0) - c_{pвср}(T_a)(T_a - T_0)}{T_K^* - T_a} = \\ &= \frac{\langle CompTOutSpecificHeat \rangle \cdot (\langle CompTOut \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle) - \langle CompTInSpecificHeat \rangle \cdot (\langle AtmT \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle)}{\langle CompTOut \rangle - \langle AtmT \rangle} \end{aligned}$$

5.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_B = \frac{c'_{pв}}{c'_{pв} - R_B} = \frac{\langle CycleAirSpecificHeat \rangle}{\langle CycleAirSpecificHeat \rangle - \langle CycleAirGasConstant \rangle} = \langle CycleKAirLong \rangle$$

6. Определим погрешность определения показателя адиабаты:

$$\delta = \frac{|k'_B - k_B|}{k_B} \cdot 100\% = \frac{|\langle CycleKAirLong \rangle - \langle CycleKAirShort \rangle|}{\langle CycleKAirShort \rangle} \cdot 100\% = \langle CycleKAirDelta \rangle \% < 5\%$$

Точность определения показателя адиабаты воздуха находится в пределах допуска.

7. Используя найденный показатель адиабаты воздуха, определим теплоемкость воздуха в процессе сжатия воздуха в компрессоре:

$$c_{pв} = \frac{k_B}{k_B - 1} R_B = \frac{\langle CycleKAirShort \rangle}{\langle CycleKAirShort \rangle - 1} \cdot \langle CycleAirGasConstant \rangle = \langle CycleAirSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/\text{кг}$$

8. Определим работу компрессора:

$$L_K = c_{pB} (T_K^* - T_a) = \langle CycleAirSpecificHeat \rangle \cdot (\langle CompTOut \rangle - \langle AtmT \rangle) = \langle CompSpecificLabour \rangle \cdot 10^6,$$

9. Температура газа за камерой сгорания:

$$T_r^* = \langle BurnerTOut \rangle \text{ К}$$

10. Определим относительный расход топлива. Теплоемкость продуктов сгорания керосина рассчитывается через коэффициент избытка воздуха температуру. При расчета приняты следующие значения:

1) температура определения теплофизических параметров веществ:

$$T_0 = \langle ParameterDetermT \rangle \text{ К};$$

2) средняя теплоемкость воздуха перед камерой сгорания:

$$c_{pB} (T_K^*) = \langle BurnerInletAirSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К});$$

3) средняя теплоемкость чистых продуктов сгорания керосина после камеры сгорания:

$$\begin{aligned} c_{pT} (T_r^*, 1) &= \left[\frac{1.25 + 2.2}{10^5} (T_r^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{1.25 + 2.2}{10^5} (\langle BurnerTOut \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle BurnerOutletGasSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}); \end{aligned}$$

4) средняя теплоемкость чистых продуктов сгорания керосина при температуре T_0 :

$$\begin{aligned} c_{pT} (T_0, 1) &= \left[\frac{2.25 + 1.2}{10^5} (T_0 - 70) + 0.236 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{2.25 + 1.2}{10^5} (\langle ParameterDetermT \rangle - 70) + 0.236 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle ParameterDetermGasSpecificHeat \rangle \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}); \end{aligned}$$

5) низшая теплота сгорания топлива:

$$Q_H^P = \langle LowerQ \rangle \cdot 10^3 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К});$$

6) полнота сгорания:

$$\eta_r = \langle EtaBurn \rangle;$$

7) масса воздуха, необходимая для сжигания 1 кг топлива:

$$l_0 = \langle TheoryAirMass \rangle \text{ кг};$$

10.1. Определим относительный расход топлива:

$$\begin{aligned} g_m &= \frac{G_m}{G_B} = \frac{c_{pT} (T_r^*) T_r^* - c_{pB} (T_K^*) T_K^*}{Q_H^P \eta_r - [c_{pT} (T_r^*) T_r^* - c_{pT} (T_0) T_0]} = \\ &= \frac{\langle BurnerOutletGasSpecificHeat \rangle \cdot \langle BurnerTOut \rangle - \langle BurnerInletAirSpecificHeat \rangle \cdot \langle BurnerTIn \rangle}{\langle LowerQ \rangle \cdot 10^3 \cdot \langle EtaBurn \rangle - [\langle BurnerOutletGasSpecificHeat \rangle \cdot \langle BurnerTOut \rangle - \langle ParameterDetermGasSpecificHeat \rangle \cdot \langle ParameterDetermT \rangle]} \end{aligned}$$

10.2. Определим коэффициент избытка воздуха:

$$\alpha = \frac{1}{g_m l_0} = \frac{1}{\langle FuelMassRateRel \rangle \cdot \langle TheoryAirMass \rangle} = \langle CycleBurnAlphaLong \rangle$$

11. Определим относительный расход газа:

$$g_r = (1 + g_m) (1 - g_{yT} - g_{охл}) + g_{возвр} = (1 + \langle FuelMassRateRel \rangle) (1 - \langle LossMassRateRel \rangle - \langle CoolMassRateRel \rangle)$$

Расчет турбины компрессора состоит из двух частей. Первая часть - это определения температуры на выходе из турбины. Этот расчет является итерационным и ведется до сходимости по k_r . Вторая часть - расчет давления торможения на выходе из турбины. Этот расчет также является итерационным и ведется до сходимости по π_{TK}^* . Ниже приведены последние итерации обоих расчетов.

12. Определим удельную работу турбины компрессора:

$$L_{\text{TK}} = \frac{L_{\text{K}}}{g_{\Gamma} \eta_{\text{M}}} = \frac{\langle \text{CompSpecificLabour} \rangle \cdot 10^6}{\langle \text{CompTurbineMassRateRel} \rangle \cdot \langle \text{EtaMech} \rangle} = \langle \text{CompTurbineSpecificLabour} \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

13. Определим давление газа перед турбиной компрессора:

$$p_{\Gamma}^* = p_{\text{K}}^* \sigma_{\Gamma} = \langle \text{CompPOut} \rangle \cdot \langle \text{BurnSigma} \rangle = \langle \text{CompTurbinePIn} \rangle \text{ МПа}$$

14. Определим среднюю теплоемкость газа в процессе расширения газа в турбине, принимая показатель адиабаты газа $k_{\Gamma} = \langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle$:

$$c_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} = \frac{\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle}{\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle - 1} \cdot \langle \text{CycleCompTurbineGasConstant} \rangle = \langle \text{CompTurbineGasConstant} \rangle$$

15. Определим температуру за турбиной компрессора:

$$T_{\text{TK}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{p\Gamma}} = \langle \text{BurnerTOut} \rangle - \frac{\langle \text{CompTurbineSpecificLabour} \rangle \cdot 10^6}{\langle \text{CompTurbineSpecificHeat} \rangle} = \langle \text{CompTurbineTOut} \rangle$$

16. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа:

16.1. Определим значение средней теплоемкости газа при температуре T_{TK}^* :

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TK}}^*) &= \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_{\text{TK}}^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle \text{CycleBurnAlphaLong} \rangle}{\langle \text{CycleBurnAlphaLong} \rangle \cdot 10^5} (\langle \text{CompTurbineTOut} \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle \text{CompTurbineGasConstant} \rangle \end{aligned}$$

16.2. Определим значение средней теплоемкости при температуре T_{Γ}^* :

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*) &= \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_{\Gamma}^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle \text{CycleBurnAlphaLong} \rangle}{\langle \text{CycleBurnAlphaLong} \rangle \cdot 10^5} (\langle \text{CompTurbineTOut} \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle \text{CompTurbineGasConstant} \rangle \end{aligned}$$

16.3. Новое значение средней теплоемкости в интервале температур от T_{TK}^* до T_{Γ}^* :

$$\begin{aligned} c'_{p\Gamma} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*)(T_{\Gamma}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TK}}^*)(T_{\text{TK}}^* - T_0)}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{TK}}^*} = \\ &= \frac{\langle \text{CompTurbineTInSpecificHeat} \rangle \cdot (\langle \text{BurnerTOut} \rangle - \langle \text{SpHeatT0} \rangle) - \langle \text{CompTurbineTOutSpecificHeat} \rangle \cdot (\langle \text{BurnerTOut} \rangle - \langle \text{CompTurbineTOut} \rangle)}{\langle \text{BurnerTOut} \rangle - \langle \text{CompTurbineTOut} \rangle} \end{aligned}$$

16.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\text{B}} = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{\langle \text{CompTurbineSpecificHeatLong} \rangle}{\langle \text{CompTurbineSpecificHeatLong} \rangle - \langle \text{CycleCompTurbineGasConstant} \rangle} = \langle \text{CycleCompTurbineKGasLong} \rangle$$

17. Определим погрешность определения показателя адиабаты:

$$\delta = \frac{|k'_{\Gamma} - k_{\Gamma}|}{k_{\Gamma}} \cdot 100\% = \frac{|\langle \text{CycleCompTurbineKGasLong} \rangle - \langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle|}{\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle} \cdot 100\% = \langle \text{CompTurbineKGammaError} \rangle$$

Погрешность определения показателя адиабаты в пределах допуска.

18. Определим значение адиабатического КПД турбины компрессора, приняв степень понижения давления $\pi_{\text{TK}} = \langle \text{CycleCompTurbinePiShort} \rangle$:

$$\eta_{\text{TK}}^* = \frac{1 - \pi_{\text{TK}}^{\frac{(1-k_{\Gamma})\eta_{\text{TKP}}^*}{k_{\Gamma}}}}{1 - \pi_{\text{TK}}^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}}} = \frac{1 - \langle \text{CycleCompTurbinePiShort} \rangle^{\frac{(1-\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle) \cdot \langle \text{EtaCompTurbPol} \rangle}{\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle}}}{1 - \langle \text{CycleCompTurbinePiShort} \rangle^{\frac{1-\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle}{\langle \text{CycleCompTurbineKGasShort} \rangle}}} = \langle \text{EtaCompTurbPol} \rangle$$

19. Определим давление воздуха за турбиной компрессора:

$$p_{\text{TK}}^* = p_{\Gamma}^* \left[1 - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{\text{pr}} T_{\Gamma}^* \eta_{\text{TK}}^*} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = < \text{CompTurbinePIn} > \left[1 - \frac{< \text{CompTurbineSpecificLabour} > \cdot 10^6}{< \text{CompTurbineSpecificHeat} > \cdot < \text{BurnerTOut} > \cdot < \text{CompTurbinePIn} >} \right]$$

20. Определим новую степень понижения давления:

$$\pi_{\text{TK}}^{*'} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{TK}}^*} = \frac{< \text{CompTurbinePIn} >}{< \text{CompTurbinePOut} >} = < \text{CycleCompTurbinePiLong} >$$

21. Определим погрешность определения степени понижения давления:

$$\delta = \frac{|\pi_{\text{TK}}^{*'} - \pi_{\text{TK}}^*|}{\pi_{\text{TK}}^*} \cdot 100\% = \frac{|< \text{CycleCompTurbinePiLong} > - < \text{CycleCompTurbinePiShort} >|}{< \text{CycleCompTurbinePiShort} >} \cdot 100\% = < \text{CompTurbinePiError} >$$

Погрешность определения степени понижения давления в пределах допуска.

22. Зададим значение приведенной скорости на выходе из выходного устройства:

$$\lambda_{\text{ВЫХ}} = < \text{LambdaOut} >$$

23. Определим давление торможения на выходе из выходного устройства, задавая показатель адиабаты газа $k_{\Gamma} = < \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >$:

$$p_{\text{ВЫХ}}^* = p_a \pi(\lambda_{\text{ВЫХ}}, k_{\Gamma}) = < \text{AtmP} > \cdot \pi(< \text{LambdaOut} >, < \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >) = < \text{OutletTubePOut} >$$

24. Определим давление торможения за силовой турбиной:

$$p_{\text{T}}^* = \frac{p_{\text{ВЫХ}}^*}{\sigma_{\text{ВЫХ}}} = \frac{< \text{OutletTubePOut} >}{< \text{OutletPipeSigma} >} = < \text{FreeTurbinePOut} > \text{ МПа}$$

25. Определим степень понижения давления в силовой турбине:

$$\pi_{\text{T}} = \frac{p_{\text{TK}}^*}{p_{\text{T}}^*} = \frac{< \text{CompTurbinePOut} >}{< \text{FreeTurbinePOut} >} = < \text{FreeTurbinePi} >$$

26. Определим адиабатический КПД силовой турбины:

$$\eta_{\text{T}}^* = \frac{1 - \pi_{\text{T}}^{\frac{(1-k_{\Gamma})\eta_{\text{TP}}^*}{k_{\Gamma}}}}{1 - \pi_{\text{T}}^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}}} = \frac{1 - < \text{FreeTurbinePi} >^{\frac{(1-< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >)\langle \text{EtaFreeTurbPol} \rangle}{< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >}}}{1 - < \text{FreeTurbinePi} >^{\frac{1-< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >}{< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >}}} = < \text{EtaFreeTurb} >$$

27. Определим температуру торможения на выходе из силовой турбины:

$$T_{\text{T}}^* = T_{\text{TK}}^* \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{p_{\text{TK}}^*}{p_{\text{T}}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \right] \eta_{\text{T}}^* \right\} = < \text{CompTurbineTOut} > \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{< \text{CompTurbinePOut} >}{< \text{FreeTurbinePOut} >} \right)^{\frac{< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >}{< \text{CycleFreeTurbineKGasShort} >}} \right] \eta_{\text{T}}^* \right\}$$

28. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа в процессе расширения в силовой турбине:

28.1. Определим значение средней теплоемкости газа при температуре T_{TK}^* :

$$c_{\text{прср}}(T_{\text{TK}}^*) = \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_{\text{TK}}^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 =$$

$$= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot < \text{CycleBurnAlphaLong} >}{< \text{CycleBurnAlphaLong} > \cdot 10^5} (< \text{CompTurbineTOut} > + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = < \text{CompTurbineCp} >$$

28.2. Определим значение средней теплоемкости при температуре T_{T}^* :

$$c_{\text{прср}}(T_{\text{T}}^*) = \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_{\text{T}}^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 =$$

$$\left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot < \text{CycleBurnAlphaLong} >}{< \text{CycleBurnAlphaLong} > \cdot 10^5} (< \text{CompTurbineTOut} > + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = < \text{FreeTurbineCp} >$$

28.3. Значение средней теплоемкости в интервале температур от T_T^* до T_{TK}^* :

$$c_{p\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma cp}(T_{TK}^*)(T_{TK}^* - T_0) - c_{p\Gamma cp}(T_T^*)(T_T^* - T_0)}{T_{TK}^* - T_T^*} =$$

$$\frac{< CompTurbineTOutSpecificHeat > \cdot (< CompTurbineTOut > - < SpHeatT0 >) - < FreeTurbineTOutSpecificHeat > \cdot (< CompTurbineTOut > - < FreeTurbineTOut >)}{< CompTurbineTOut > - < FreeTurbineTOut >}$$

28.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_B = \frac{c_{p\Gamma}}{c_{p\Gamma} - R_\Gamma} = \frac{< CompTurbineSpecificHeatLong >}{< CompTurbineSpecificHeatLong > - < CycleCompTurbineGasConstant >} = < CycleFreeTurbineSpecificHeatLong >$$

29. Определим погрешность определения показателя адиабаты газа в процессе расширения в силовой турбине:

$$\delta = \frac{|k'_\Gamma - k_\Gamma|}{k_\Gamma} \cdot 100\% = \frac{|< CycleFreeTurbineKGasLong > - < CycleFreeTurbineKGasShort >|}{< CycleFreeTurbineKGasShort >} \cdot 100\% = < FreeTurbineKGasLong >$$

Погрешность определения показателя адиабаты в пределах допуска.

30. Определим значение теплоемкости газа в свободной турбине:

$$c_{p\Gamma} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma = \frac{< CycleFreeTurbineKGasShort >}{< CycleFreeTurbineKGasShort > - 1} \cdot < CycleFreeTurbineGasGasConstant > = < FreeTurbineGasGasConstant >$$

31. Определим удельную работу силовой турбины:

$$L_T = c_{p\Gamma} \cdot (T_{TK}^* - T_T^*) = < FreeTurbineSpecificHeat > (< CompTurbineTOut > - < FreeTurbineTOut >) = < FreeTurbineSpecificLabour >$$

32. Определим удельную мощность ГТД:

$$N_{eуд} = L_T \cdot g_\Gamma \cdot \eta_M \cdot \eta_P = < FreeTurbineSpecificLabour > \cdot 10^6 \cdot < FreeTurbineMassRateRel > < EtaMech > < EtaR > = < FreeTurbinePower >$$

33. Определим экономичность ГТД:

$$C_e = \frac{3600}{N_{eуд}} g_T (1 - g_{охл} - g_{yt}) = \frac{3600}{< EngineSpecificPower > \cdot 10^6} \cdot < FuelMassRateRel > \cdot (1 - < CoolMassRateRel > - < FuelMassRateRel >) = < EngineSpecificPower >$$

34. Определим КПД ГТД:

$$\eta_e = \frac{3600}{C_e Q_H^P} = \frac{3600}{< EngineFuelMassRateSpecific > \cdot 10^{-3} \cdot < LowerQ > \cdot 10^6} = < EngineEta >$$

35. Определим расход воздуха:

$$G_B = \frac{N_e}{N_{eуд}} = \frac{< CyclePower > \cdot 10^3}{< EngineSpecificPower > \cdot 10^6} = < EngineMassRate > \text{ кг/с}$$

3 Поступенчатый расчет турбины

3.1 Расчет первой ступени

Исходные данные для расчета первой ступени:

Величина	Обозначение	Размерность	Значение
Реактивность ступени	ρ	-	$\langle Reactivity \rangle$
Радиальный зазор	δ_r	-	$\langle DeltaR \rangle$
Относительная длина лопатки статора	$\left(\frac{l}{D}\right)_1$	-	$\langle StatorLRel \rangle$
Удлинение лопатки статора	$\left(\frac{l}{b_a}\right)_{CA}$	-	$\langle StatorElongation \rangle$
Удлинение лопатки ротора	$\left(\frac{l}{b_a}\right)_{PK}$	-	$\langle RotorElongation \rangle$
Относительная ширина зазора между лопатками ротора и лопатками статора	$\left(\frac{\delta}{b_a}\right)_{CA}$	-	$\langle StatorDeltaRel \rangle$
Угол раскрытия на втулке	$\gamma_{вт}$	°	$\langle GammaIn \rangle$
Угол раскрытия на периферии	$\gamma_{пер}$	°	$\langle GammaOut \rangle$
Теплоперепад по статическим параметрам	H_T	Дж/кг	$\langle Ht \rangle$

1. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_T = (1 - \langle Reactivity \rangle) \cdot \langle Ht \rangle \cdot 10^6 = \langle Hc \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

2. Примем коэффициент адиабаты равным: $k_r = \langle St1KGasShort \rangle$
3. Теплоемкость газа при данном значении коэффициента адиабаты:

$$c_{pr} = \frac{k_r R_r}{k_r - 1} = \frac{\langle St1KGasShort \rangle \cdot \langle St1GasConstant \rangle}{\langle St1KGasShort \rangle - 1} = \langle St1SpecificHeat \rangle \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

4. Определим действительную скорость истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = \langle Phi \rangle \cdot \sqrt{2 \langle Hc \rangle \cdot 10^6} = \langle C1 \rangle \text{ м/с}$$

5. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{c_1^2}{2c_{pr}} = \langle St1GasTemp \rangle - \frac{\langle C1 \rangle^2}{2 \cdot \langle St1SpecificHeat \rangle} = \langle T1 \rangle \text{ K}$$

6. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T_1' = T_0^* - \frac{H_c}{c_{pr}} = \langle St1GasTemp \rangle - \frac{\langle Hc \rangle \cdot 10^6}{\langle St1SpecificHeat \rangle} = \langle T1Prime \rangle \text{ K}$$

7. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T_1'}{T_0^*} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = \langle St1PIn \rangle \cdot \left(\frac{\langle T1Prime \rangle}{\langle St1GasTemp \rangle} \right)^{\frac{\langle St1KGasShort \rangle}{\langle St1KGasShort \rangle - 1}} = \langle P1 \rangle \text{ МПа}$$

8. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_r T_1} = \frac{\langle P1 \rangle \cdot 10^6}{\langle St1GasConstant \rangle \cdot \langle T1 \rangle} = \langle Rho1 \rangle \text{ кг/м}^3$$

9. Зададим угол на выходе из СА:

$$\alpha_1 = \langle Alpha1 \rangle^\circ$$

10. Определим осевую скорость на выходе из СА:

$$c_{1a} = c_1 \cdot \sin \alpha_1 = \langle C1 \rangle \cdot \sin \langle Alpha1 \rangle^\circ = \langle C1a \rangle \text{ м/с}$$

11. Определим площадь на выходе из СА:

$$A_1 = \frac{G}{c_{1a} \rho_1} = \frac{\langle G \rangle}{\langle C1a \rangle \cdot \langle Rho1 \rangle} = \langle A1 \rangle \text{ м}^2$$

12. Определим средний диаметр турбины на выходе из СА:

$$D_1 = \sqrt{\frac{A_1}{\pi \left(\frac{l}{D}\right)_1}} = \sqrt{\frac{\langle A1 \rangle}{\pi \cdot \langle StatorLRel \rangle}} = \langle StatorDOut \rangle \text{ м}$$

13. Определим окружную скорость на среднем диаметре на входе в РК:

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot \langle RotorDIn \rangle \cdot \langle RotationSpeed \rangle}{60} = \langle U1 \rangle \text{ м/с}$$

14. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$w_1 = \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1 u_1 \cos \alpha_1} = \sqrt{\langle C1 \rangle^2 + \langle U1 \rangle^2 - 2 \cdot \langle C1 \rangle \cdot \langle U1 \rangle \cdot \cos \langle Alpha1 \rangle^\circ} = \langle W1 \rangle \text{ м/с}$$

15. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{л}} = H_{\text{т}} \rho \frac{T_1}{T'_1} = \langle Ht \rangle \cdot 10^6 \cdot \langle Reactivity \rangle \cdot \frac{\langle T1 \rangle}{\langle T1Prime \rangle} = \langle Hl \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

16. Определим осевую ширину рабочего колеса:

$$b_{\text{а РК}} = \left(\frac{l}{b_a}\right)_{\text{РК}} \frac{1}{1 - \frac{\tan \gamma_{\text{н}} + \tan \gamma_{\text{в}}}{\left(\frac{l}{b_a}\right)_{\text{РК}}}} D_1 \left(\frac{l}{D}\right)_1 = \langle RotorElongation \rangle \frac{1}{1 - \frac{\tan \langle GammaOut \rangle + \tan \langle GammaIn \rangle}{\langle RotorElongation \rangle}} \langle StatorDO \rangle$$

17. Определим средний диаметра на выходе из РК:

$$D_2 = D_1 + \frac{\tan \gamma_{\text{в}} - \tan \gamma_{\text{н}}}{2} b_{\text{а РК}} = \langle StatorDOut \rangle + \frac{\tan \langle GammaIn \rangle^\circ - \tan \langle GammaOut \rangle^\circ}{2} \cdot \langle BaRK \rangle = \langle RotorDO \rangle$$

18. Определим длину лопатки на выходе из РК:

$$l_2 = D_1 \left(\frac{l}{D}\right)_1 + \frac{\tan \gamma_{\text{в}} + \tan \gamma_{\text{н}}}{2} b_{\text{а РК}} = \langle StatorDOut \rangle \cdot \langle StatorLRel \rangle + \frac{\tan \langle GammaIn \rangle^\circ + \tan \langle GammaOut \rangle^\circ}{2} \langle StatorDO \rangle$$

19. Определим относительную длину лопаток на выходе из РК:

$$\left(\frac{l}{D}\right)_2 = \frac{l_2}{D_2} = \frac{\langle L2 \rangle}{\langle RotorDOut \rangle} = \langle RotorLRel \rangle$$

20. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_2 = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot \langle RotorDOut \rangle \cdot \langle L2 \rangle = \langle A2 \rangle \text{ м}^2$$

21. Определим окружную скорость на среднем диаметре на выходе из РК:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot \langle RotorDOut \rangle \cdot \langle RotationSpeed \rangle}{60} = \langle U2 \rangle \text{ м/с}$$

22. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$w_2 = \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \langle Psi \rangle \cdot \sqrt{\langle W1 \rangle^2 + 2 \cdot \langle Hl \rangle \cdot 10^6 + (\langle U2 \rangle^2 - \langle U1 \rangle^2)} = \langle W2 \rangle \text{ м/с}$$

23. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$T_2 = T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{\text{пр}}} = \langle T1 \rangle + \frac{(\langle W1 \rangle^2 - \langle W2 \rangle^2) + (\langle U2 \rangle^2 - \langle U1 \rangle^2)}{2 \cdot \langle St1SpecificHeat \rangle} = \langle T2 \rangle \text{ К}$$

24. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T'_2 = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{\text{пр}}} = \langle T1 \rangle - \frac{\langle Hl \rangle \cdot 10^6}{\langle St1SpecificHeat \rangle} = \langle T2Prime \rangle \text{ К}$$

25. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = < P1 > \left(\frac{< T2Prime >}{< T1 >} \right)^{\frac{< St1KGasShort >}{< St1KGasShort > - 1}} = < P2 > \text{ МПа}$$

26. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{< P2 > \cdot 10^6}{< St1GasConstant > \cdot < T2 >} = < Rho2 >$$

27. Определим осевую составляющую абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G}{A_2 \rho_2} = \frac{< G >}{< A2 > \cdot < Rho2 >} = < C2a >$$

28. Определим угол в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{< C2a >}{< W2 >} = < Beta2 >^\circ$$

29. Определим угол выхода из РК в абсолютном движении:

$$\alpha_2 = \arctan \frac{w_2 \cos \beta_2 - u_2}{c_{2a}} = \arctan \frac{< W2 > \cdot \cos < Beta2 >^\circ - < U2 >}{< C2a >} = < Alpha2 >^\circ$$

30. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_2 \cos \beta_2 - u_2 = < W2 > \cdot \cos < Beta2 >^\circ - < U2 > = < C2u > \text{ м/с}$$

31. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{< C2u >^2 + < C2a >^2} = < C2 > \text{ м/с}$$

32. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u} u_1 + c_{2u} u_2 = < C1u > \cdot < U1 > + < C2u > \cdot < U2 > = < Lu > \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

33. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_t} = \frac{< Lu >}{< Ht >} = < EtaU >$$

34. Определим удельные потери на статоре:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{< Phi >^2} - 1 \right) \frac{< C1 >^2}{2} = < hs > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

35. Определим удельные потери на роторе:

$$h_p = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{< Psi >^2} - 1 \right) \frac{< W2 >^2}{2} = < hr > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

36. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{< C2 >^2}{2} = < hOut > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

37. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$h_3 = 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left[1 + \left(\frac{l}{D} \right)_1 \right] \frac{\delta_r}{l_2} L_u =$$

$$= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot < Reactivity >) [1 + < RotorLRel >] \frac{< DeltaR >}{< L2 >} \cdot < Lu > = < hRadial > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

38. Определим удельные потери на вентиляцию:

$$h_{\text{вент}} = \frac{1.07 D_2^2 \left(\frac{u_2}{100}\right)^3 \rho}{G} = \frac{1.07 \cdot \langle RotorDOut \rangle^2 \left(\frac{\langle U2 \rangle}{100}\right)^3 \cdot \langle Reactivity \rangle}{\langle G \rangle} = \langle hVent \rangle \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

39. Определим температуру торможения за РК:

$$T_2^* = T_2 + \frac{h_3 + h_{\text{вент}} + h_{\text{вых}}}{c_{pr}} = \langle T2 \rangle + \frac{\langle hRadial \rangle \cdot 10^3 + \langle hVent \rangle \cdot 10^3 + \langle hOut \rangle \cdot 10^3}{\langle St1SpecificHeat \rangle} = \langle T2Stag \rangle \text{ K}$$

40. Определим давление торможения за РК:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_2^*}{T_2}\right)^{\frac{k_r}{k_r-1}} = \langle P2 \rangle \cdot \left(\frac{\langle T2Stag \rangle}{\langle T2 \rangle}\right)^{\frac{\langle St1KGasShort \rangle}{\langle St1KGasShort \rangle - 1}} = \langle P2Stag \rangle \text{ МПа}$$

41. Определим мощностной КПД ступени:

$$\eta_{\text{т мощн}} = \eta_u - \frac{h_3 + h_{\text{вент}}}{H_{\text{т}}} = \langle EtaU \rangle - \frac{\langle hRadial \rangle \cdot 10^3 + \langle hVent \rangle \cdot 10^3}{\langle Ht \rangle \cdot 10^6} = \langle EtaPower \rangle$$

42. Определим работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_{\text{т}} \eta_{\text{т}} = \langle Ht \rangle \cdot 10^6 \cdot \langle EtaPower \rangle = \langle Lt \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

43. Определим теплоперепад по параметрам торможения:

$$H_{\text{т}}^* = c_{pr} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*}\right)^{\frac{k_r-1}{k_r}} \right] = \langle St1SpecificHeat \rangle \cdot \langle St1GasTemp \rangle \left[1 - \left(\frac{\langle P2Stag \rangle}{\langle St1PIn \rangle}\right)^{\frac{\langle St1KGasShort \rangle - 1}{\langle St1KGasShort \rangle}} \right] = \langle HtStag \rangle$$

44. Определим КПД ступени по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}}}{H_{\text{т}}^*} = \frac{\langle Lt \rangle \cdot 10^6}{\langle HtStag \rangle \cdot 10^6} = \langle EtaT \rangle$$

45. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа в процессе расширения в ступени:

45.1. Определим значение средней теплоемкости газа при температуре T_0^* :

$$c_{pr \text{ ср}}(T_0^*) = \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_0^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle CycleBurnAlphaLong \rangle}{\langle CycleBurnAlphaLong \rangle \cdot 10^5} (\langle St1GasTemp \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle St1TInSpecificHeat \rangle$$

45.2. Определим значение средней теплоемкости при температуре T_2 :

$$c_{pr \text{ ср}}(T_2) = \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_2 + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle CycleBurnAlphaLong \rangle}{\langle CycleBurnAlphaLong \rangle \cdot 10^5} (\langle T2 \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle St1TOutSpecificHeat \rangle \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

45.3. Новое значение средней теплоемкости в интервале температур от T_2 до T_0^* :

$$c'_{pr} = \frac{c_{pr \text{ ср}}(T_2)(T_2 - T_0) - c_{pr \text{ ср}}(T_0^*)(T_0^* - T_0)}{T_2 - T_0^*} = \frac{\langle St1TOutSpecificHeat \rangle \cdot (\langle T2 \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle) - \langle St1TInSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St1GasTemp \rangle - \langle St1GasTemp \rangle)}{\langle T2 \rangle - \langle St1GasTemp \rangle}$$

45.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_B = \frac{c'_{pr}}{c'_{pr} - R_r} = \frac{\langle St1SpecificHeatLong \rangle}{\langle St1SpecificHeatLong \rangle - \langle St1GasConstant \rangle} = \langle St1KGasLong \rangle$$

46. Определим погрешность определения показателя адиабаты газа в процессе расширения в ступени:

$$\delta = \frac{|k'_r - k_r|}{k_r} \cdot 100\% = \frac{|\langle St1KGasLong \rangle - \langle St1KGasShort \rangle|}{\langle St1KGasShort \rangle} \cdot 100\% = \langle St1KCalcError \rangle \% < 5\%$$

Погрешность определения показателя адиабаты в пределах допуска.

3.2 Расчет второй ступени

Исходные данные для расчета первой ступени:

Величина	Обозначение	Размерность	Значение
Реактивность ступени	ρ	-	$\langle St2Reactivity \rangle$
Радиальный зазор	δ_r	-	$\langle St2DeltaR \rangle$
Средний диаметр на входе в РК	D_1	м	$\langle St2RotorDIn \rangle$
Средний диаметр на выходе из РК	D_2	м	$\langle St2RotorDOut \rangle$
Длина лопатки на входе в РК	l_1	м	$\langle St2L1 \rangle$
Длина лопатки на выходе из РК	l_2	м	$\langle St2L2 \rangle$
Статическое давление на выходе из ступени	p_2	МПа	$\langle St2P2 \rangle$

1. Примем значение показателя адиабаты:

$$k_r = \langle St2KGasShort \rangle$$

2. Теплоемкость газа при данном значении коэффициента адиабаты:

$$c_{pr} = \frac{k_r R_r}{k_r - 1} = \frac{\langle St2KGasShort \rangle \cdot \langle St2GasConstant \rangle}{\langle St2KGasShort \rangle - 1} = \langle St2SpecificHeat \rangle \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

3. Определим давление торможения на входе вступень по значению статического давления на выходе из предыдущей ступени:

$$p_0^* = p_0 \left(1 + \frac{c_0^2}{2c_p T_0} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = \langle P2 \rangle \left(1 + \frac{\langle C2 \rangle^2}{2 \cdot \langle St2SpecificHeat \rangle \cdot \langle T2 \rangle} \right)^{\frac{\langle St2KGasShort \rangle}{\langle St2KGasShort \rangle - 1}} = \langle St2PIn \rangle$$

4. Определим теплоперепад на ступени:

$$H_t = c_{pr} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right] = \langle St2SpecificHeat \rangle \langle St2GasTemp \rangle \left[1 - \left(\frac{\langle St2P2 \rangle}{\langle St2PIn \rangle} \right)^{\frac{\langle St2KGasShort \rangle - 1}{\langle St2KGasShort \rangle}} \right] = \langle St2Ht \rangle$$

5. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_t = (1 - \langle St2Reactivity \rangle) \cdot \langle St2Ht \rangle \cdot 10^6 = \langle St2Hc \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

6. Определим скорость действительного истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = \langle St2Phi \rangle \cdot \sqrt{2 \langle St2Hc \rangle \cdot 10^6} = \langle St2C1 \rangle \text{ м/с}$$

7. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{c_1^2}{2c_{pr}} = \langle St2GasTemp \rangle - \frac{\langle St2C1 \rangle^2}{2 \cdot \langle St2SpecificHeat \rangle} = \langle St2T1 \rangle \text{ К}$$

8. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T_1' = T_0^* - \frac{H_c}{c_{pr}} = \langle St2GasTemp \rangle - \frac{\langle St2Hc \rangle \cdot 10^6}{\langle St2SpecificHeat \rangle} = \langle St2T1Prime \rangle \text{ К}$$

9. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T_1'}{T_0^*} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = \langle St2PIn \rangle \cdot \left(\frac{\langle St2T1Prime \rangle}{\langle St2GasTemp \rangle} \right)^{\frac{\langle St2KGasShort \rangle}{\langle St2KGasShort \rangle - 1}} = \langle St2P1 \rangle \text{ МПа}$$

10. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_r T_1} = \frac{\langle St2P1 \rangle \cdot 10^6}{\langle St2GasConstant \rangle \cdot \langle St2T1 \rangle} = \langle St2Rho1 \rangle \text{ кг/м}^3$$

11. Определим площадь входа в РК:

$$A_1 = \pi D_1 l_1 = \pi \cdot \langle St2RotorDIn \rangle \cdot \langle St2L1 \rangle = \langle St2A1 \rangle \text{ м}^2$$

12. Определим осевую составляющую абсолютной скорости на входе в РК:

$$c_{1a} = \frac{G}{\rho_1 A_1} = \frac{\langle St2G \rangle}{\langle St2Rho1 \rangle \cdot \langle St2A1 \rangle} = \langle St2C1a \rangle$$

13. Определим угол на выходе из СА:

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} = \arcsin \frac{\langle St2C1a \rangle}{\langle St2C1 \rangle} = \langle St2Alpha1 \rangle^\circ$$

14. Определим окружную скорость на среднем диаметре на входе в РК:

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot \langle St2RotorDIn \rangle \cdot \langle RotationSpeed \rangle}{60} = \langle St2U1 \rangle \text{ м/с}$$

15. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$w_1 = \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1 u_1 \cos \alpha_1} = \sqrt{\langle St2C1 \rangle^2 + \langle St2U1 \rangle^2 - 2 \cdot \langle St2C1 \rangle \cdot \langle St2U1 \rangle \cdot \cos \langle St2Alpha1 \rangle} = \langle St2W1 \rangle$$

16. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{л}} = H_{\text{т}} \rho \frac{T_1}{T'_1} = \langle St2Ht \rangle \cdot 10^6 \cdot \langle St2Reactivity \rangle \cdot \frac{\langle St2T1 \rangle}{\langle St2T1Prime \rangle} = \langle St2Hl \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

17. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_2 = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot \langle St2RotorDOut \rangle \cdot \langle St2L2 \rangle = \langle St2A2 \rangle \text{ м}^2$$

18. Определим окружную скорость на среднем диаметре на выходе из РК:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot \langle St2RotorDOut \rangle \cdot \langle RotationSpeed \rangle}{60} = \langle St2U2 \rangle \text{ м/с}$$

19. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$w_2 = \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \langle St2Psi \rangle \cdot \sqrt{\langle St2W1 \rangle^2 + 2 \cdot \langle St2Hl \rangle \cdot 10^6 + (\langle St2U2 \rangle^2 - \langle St2U1 \rangle^2)} = \langle St2W2 \rangle$$

20. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$T_2 = T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{\text{пр}}} = \langle St2T1 \rangle + \frac{(\langle St2W1 \rangle^2 - \langle St2W2 \rangle^2) + (\langle St2U2 \rangle^2 - \langle St2U1 \rangle^2)}{2 \cdot \langle St2SpecificHeat \rangle} = \langle St2T2 \rangle$$

21. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T'_2 = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{\text{пр}}} = \langle St2T1 \rangle - \frac{\langle St2Hl \rangle \cdot 10^6}{\langle St2SpecificHeat \rangle} = \langle St2T2Prime \rangle \text{ К}$$

22. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}} = \langle St2P1 \rangle \left(\frac{\langle St2T2Prime \rangle}{\langle St2T1 \rangle} \right)^{\frac{\langle St2KGasShort \rangle}{\langle St2KGasShort \rangle - 1}} = \langle St2P2 \rangle \text{ МПа}$$

23. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{\langle St2P2 \rangle \cdot 10^6}{\langle St2GasConstant \rangle \cdot \langle St2T2 \rangle} = \langle St2Rho2 \rangle$$

24. Определим осевую составляющую абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G}{A_2 \rho_2} = \frac{\langle St2G \rangle}{\langle St2A2 \rangle \cdot \langle St2Rho2 \rangle} = \langle St2C2a \rangle$$

25. Определим угол в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{< St2C2a >}{< St2W2 >} = < St2Beta2 >^\circ$$

26. Определим угол выхода из РК в абсолютном движении:

$$\alpha_2 = \arctan \frac{w_2 \cos \beta_2 - u_2}{c_{2a}} = \arctan \frac{< St2W2 > \cdot \cos < St2Beta2 >^\circ - < St2U2 >}{< St2C2a >} = < St2Alpha2 >^\circ$$

27. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_2 \cos \beta_2 - u_2 = < St2W2 > \cdot \cos < St2Beta2 >^\circ - < St2U2 > = < St2C2u > \text{ м/с}$$

28. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{< St2C2u >^2 + < St2C2a >^2} = < St2C2 > \text{ м/с}$$

29. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u}u_1 + c_{2u}u_2 = < St2C1u > \cdot < St2U1 > + < St2C2u > \cdot < St2U2 > = < St2Lu > \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

30. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_t} = \frac{< St2Lu >}{< St2Ht >} = < St2EtaU >$$

31. Определим удельные потери на статоре:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{< St2Phi >^2} - 1 \right) \frac{< St2C1 >^2}{2} = < St2hs > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

32. Определим удельные потери на роторе:

$$h_p = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{< St2Psi >^2} - 1 \right) \frac{< St2W2 >^2}{2} = < St2hr > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

33. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{< St2C2 >^2}{2} = < St2hOut > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

34. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$\begin{aligned} h_3 &= 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left[1 + \left(\frac{l}{D} \right)_1 \right] \frac{\delta_r}{l_2} L_u = \\ &= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot < St2Reactivity >) [1 + < St2RotorLRel >] \frac{< St2DeltaR >}{< L2 >} \cdot < St2Lu > = < St2hRadial > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

35. Определим удельные потери на вентиляцию:

$$h_{\text{вент}} = \frac{1.07 D_2^2 \left(\frac{u_2}{100} \right)^3 \rho}{G} = \frac{1.07 \cdot < St2RotorDOut >^2 \left(\frac{< St2U2 >}{100} \right)^3 \cdot < St2Reactivity >}{< St2G >} = < St2hVent > \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

36. Определим температуру торможения за РК:

$$T_2^* = T_2 + \frac{h_3 + h_{\text{вент}} + h_{\text{вых}}}{c_{pg}} = < St2T2 > + \frac{< St2hRadial > \cdot 10^3 + < St2hVent > \cdot 10^3 + < St2hOut > \cdot 10^3}{< St2SpecificHeat >} = < St2T2^* >$$

37. Определим давление торможения за РК:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_2^*}{T_2} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = < St2P2 > \cdot \left(\frac{< St2T2Stag >}{< St2T2 >} \right)^{\frac{< St2KGasShort >}{< St2KGasShort > - 1}} = < St2P2Stag > \text{ МПа}$$

38. Определим мощностной КПД ступени:

$$\eta_{\text{т мощн}} = \eta_u - \frac{h_3 + h_{\text{вент}}}{H_{\text{т}}} = \frac{\langle St2EtaU \rangle - \frac{\langle St2hRadial \rangle \cdot 10^3 + \langle St2hVent \rangle \cdot 10^3}{\langle St2Ht \rangle \cdot 10^6}}{\langle St2EtaPower \rangle}$$

39. Определим работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_{\text{т}} \eta_{\text{т}} = \langle St2Ht \rangle \cdot 10^6 \cdot \langle St2EtaPower \rangle = \langle St2Lt \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

40. Определим теплоперепад по параметрам торможения:

$$H_{\text{т}}^* = c_{\text{пр}} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k_{\text{г}} - 1}{k_{\text{г}}}} \right] = \langle St2SpecificHeat \rangle \cdot \langle St2GasTemp \rangle \left[1 - \left(\frac{\langle St2P2Stag \rangle}{\langle St2PIn \rangle} \right)^{\frac{\langle St2KGasShort \rangle - 1}{\langle St2KGasShort \rangle}} \right]$$

41. Определим КПД ступени по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}}}{H_{\text{т}}^*} = \frac{\langle St2Lt \rangle \cdot 10^6}{\langle St2HtStag \rangle \cdot 10^6} = \langle St2EtaT \rangle$$

42. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа в процессе расширения в ступени:

42.1. Определим значение средней теплоемкости газа при температуре T_0^* :

$$\begin{aligned} c_{\text{пр ср}}(T_0^*) &= \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_0^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle CycleBurnAlphaLong \rangle}{\langle CycleBurnAlphaLong \rangle \cdot 10^5} (\langle St2GasTemp \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle St2TInSpecificHeat \rangle \end{aligned}$$

42.2. Определим значение средней теплоемкости при температуре T_2 :

$$\begin{aligned} c_{\text{пр ср}}(T_2) &= \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_2 + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \\ &= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle CycleBurnAlphaLong \rangle}{\langle CycleBurnAlphaLong \rangle \cdot 10^5} (\langle St2T2 \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle St2TOutSpecificHeat \rangle \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

42.3. Новое значение средней теплоемкости в интервале температур от T_2 до T_0^* :

$$\begin{aligned} c'_{\text{пр}} &= \frac{c_{\text{пр ср}}(T_2)(T_2 - T_0) - c_{\text{пр ср}}(T_0^*)(T_0^* - T_0)}{T_2 - T_0^*} = \\ &= \frac{\langle St2TOutSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St2T2 \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle) - \langle St2TInSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St2GasTemp \rangle - \langle St2T2 \rangle)}{\langle St2T2 \rangle - \langle St2GasTemp \rangle} \end{aligned}$$

42.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\text{г}} = \frac{c'_{\text{пр}}}{c'_{\text{пр}} - R_{\text{г}}} = \frac{\langle St2SpecificHeatLong \rangle}{\langle St2SpecificHeatLong \rangle - \langle St2GasConstant \rangle} = \langle St2KGasLong \rangle$$

43. Определим погрешность определения показателя адиабаты газа в процессе расширения в ступени:

$$\delta = \frac{|k'_{\text{г}} - k_{\text{г}}|}{k_{\text{г}}} \cdot 100\% = \frac{|\langle St2KGasLong \rangle - \langle St2KGasShort \rangle|}{\langle St2KGasShort \rangle} \cdot 100\% = \langle St2KCalcError \rangle \% < 5\%$$

Погрешность определения показателя адиабаты в пределах допуска.

3.3 Вычисление интегральных параметров турбины

1. Определим среднее значение коэффициента адиабаты и теплоемкости в интервале температур от T_{TK}^* до T_{T} :

- 1.1. Значение средней теплоемкости в интервале температур от T_{TK}^* до T_{T} :

$$c_{p\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma \text{ cp}}(T_{\text{T}})(T_{\text{T}} - T_0) - c_{p\Gamma \text{ cp}}(T_{\text{TK}}^*)(T_{\text{TK}}^* - T_0)}{T_{\text{T}} - T_{\text{TK}}^*} =$$

$$= \frac{\langle St2TOutSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St2T2 \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle) - \langle St1TInSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St1GasTemp \rangle - \langle St2T2 \rangle - \langle St1GasTemp \rangle)}{\langle St2T2 \rangle - \langle St1GasTemp \rangle}$$

- 1.2. Значение показателя адиабаты:

$$k_{\text{B}} = \frac{c_{p\Gamma}}{c_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{\langle TurbineSpecificHeat \rangle}{\langle TurbineSpecificHeat \rangle - \langle St2GasConstant \rangle} = \langle TurbineKGas \rangle$$

2. Работа турбины:

$$L_{\text{T}} = L_{\text{T1}} + L_{\text{T2}} = \langle Lt \rangle \cdot 10^6 + \langle St2Lt \rangle \cdot 10^6 = \langle TurbineLt \rangle \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

3. Теплоперепад в турбине:

$$H_t = c_p T_{\text{TK}}^* \left[1 - \left(\frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{T}}} \right)^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}} \right] = \langle TurbineSpecificHeat \rangle \cdot \langle St1GasTemp \rangle \left[1 - \left(\frac{\langle St1PIn \rangle}{\langle St2P2 \rangle} \right)^{\frac{1-\langle TurbineKGas \rangle}{\langle TurbineKGas \rangle}} \right]$$

4. КПД турбины по статическим параметрам:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{L_{\text{T}}}{H_{\text{T}}} = \frac{\langle TurbineLt \rangle}{\langle TurbineHt \rangle} = \langle TurbineEtaT \rangle$$

5. Лопаточный КПД турбины:

$$\eta_{\text{л}} = \frac{L_{\text{T}} + \frac{c_{\text{T}}^2}{2}}{H_{\text{T}}} = \frac{\langle TurbineLt \rangle \cdot 10^6 + \frac{\langle St2C2 \rangle^2}{2}}{\langle TurbineHt \rangle \cdot 10^6} = \langle TurbineEtaL \rangle$$

6. Определим среднее значение коэффициента адиабаты и теплоемкости в интервале температур от T_{TK}^* до T_{T} :

- 6.1. Значение средней теплоемкости при температуре T_{T}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ cp}}(T_{\text{T}}^*) = \left[\frac{1.25 + 2.2\alpha}{\alpha \cdot 10^5} (T_{\text{T}}^* + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 =$$

$$= \left[\frac{1.25 + 2.2 \cdot \langle CycleBurnAlphaLong \rangle}{\langle CycleBurnAlphaLong \rangle \cdot 10^5} (\langle St2T2Stag \rangle + 450) + 0.218 \right] \cdot 4.187 \cdot 10^3 = \langle TurbineTOutStagSpecificHeat \rangle$$

- 6.2. Значение средней теплоемкости в интервале температур от T_{TK}^* до T_{T}^* :

$$c_{p\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma \text{ cp}}(T_{\text{T}}^*)(T_{\text{T}}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ cp}}(T_{\text{TK}}^*)(T_{\text{TK}}^* - T_0)}{T_{\text{T}}^* - T_{\text{TK}}^*} =$$

$$= \frac{\langle TurbineTOutStagSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St2T2Stag \rangle - \langle SpHeatT0 \rangle) - \langle St1TInSpecificHeat \rangle \cdot (\langle St2T2Stag \rangle - \langle St1GasTemp \rangle)}{\langle St2T2Stag \rangle - \langle St1GasTemp \rangle}$$

- 6.3. Значение показателя адиабаты:

$$k_{\text{B}} = \frac{c_{p\Gamma}}{c_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{\langle TurbineSpecificHeatStag \rangle}{\langle TurbineSpecificHeatStag \rangle - \langle St2GasConstant \rangle} = \langle TurbineKGasStag \rangle$$

7. Теплоперепад по параметрам торможения:

$$H_t^* = c_p T_{\text{T}}^* \left[1 - \left(\frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{T}}^*} \right)^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}} \right] = \langle TurbineSpecificHeatStag \rangle \cdot \langle St1GasTemp \rangle \left[1 - \left(\frac{\langle St1PIn \rangle}{\langle St2P2Stag \rangle} \right)^{\frac{1-\langle TurbineKGasStag \rangle}{\langle TurbineKGasStag \rangle}} \right]$$

8. КПД турбины по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{T}}^* = \frac{L_{\text{T}}}{H_t^*} = \frac{\langle TurbineLt \rangle}{\langle TurbineHtStag \rangle} = \langle TurbineEtaTStag \rangle$$

9. Мощность турбины:

$$N = L_{\text{T}} G \eta_{\text{M}} = \langle TurbineLt \rangle \cdot \langle G \rangle \cdot 0.99 = \langle TurbinePower \rangle \cdot 10^6 \text{ Вт}$$

4 Профилирование первой ступени турбины компрессора

Исходными данными для данного этапа проектирования турбины являются результаты расчета по средней линии тока.

Ступень была спрофилирована по закону $\alpha_1 = \text{const}$.

Определим треугольники скоростей на произвольном радиусе лопатки.

1. В этом случае значения абсолютной скорости на входе на рабочие лопатки на произвольном радиусе определялись по следующим формулам (в приведенных ниже формулах значения со штрихом относятся к среднему радиусу):

$$c_{1u} = c'_{1u} \left(\frac{r'}{r} \right)^{\cos^2 \alpha_1}; \quad c_{1a} = c'_{1a} \left(\frac{r'}{r} \right)^{\cos^2 \alpha_1}; \quad c_1 = c'_1 \left(\frac{r'}{r} \right)^{\cos^2 \alpha_1}$$

2. Окружная скорость рабочей лопатки на произвольном радиусе была определена по закон вращения твердого тела:

$$u = u' \frac{r}{r'}$$

3. Относительная скорость на произвольном радиусе на входе в рабочие лопатки была определена по следующим формулам:

$$w_{1u} = c_{1u} - u; \quad w_{1a} = c_{1a}; \quad w_1 = \sqrt{w_{1u}^2 + w_{1a}^2}$$

4. Абсолютная скорость на выходе из рабочих лопаток была определена по условию постоянства работы, отводимой от газа на различных радиусах лопатки.

По формуле Эйлера для правила отсчета углов, принятого в теории турбин удельная работа на окружности колеса L_u определяется следующей формулой:

$$L_u = c_{1u} + c_{2u}$$

Таким образом, зная работу на окружности колеса на среднем радиусе лопатки L'_u , мы можем определить значение окружной скорости на выходе из рабочих лопаток:

$$c_{2u} = \frac{L'_u}{u} - c_{1u} = \frac{L'_u}{u'} \frac{r'}{r} - c'_{1u} \left(\frac{r'}{r} \right)^{\cos^2 \alpha_1}$$

5. Используя значения окружной и осевой скорости на среднем радиусе лопатки, определим значение осевой скорости на выходе из рабочих лопаток, проинтегрировав уравнение Бернулли для цилиндрического течения, записанное в дифференциальной форме, и полагая температуры торможения постоянными по радиусу:

$$c_{2a}^2 = c_{2a}'^2 + c_{2u}'^2 - c_{2u}^2 - 2 \int_{r'}^r \frac{c_{2u}^2}{r} dr$$

Введем обозначения $a = \frac{L'_u}{u}$; $b = c'_{1u}$.

Тогда после интегрирования получим:

$$c_{2a} = c_{2a}'^2 + c_{2u}'^2 - c_{2u}^2 + \left[-a^2 \left(\frac{r'}{r} \right)^2 + \frac{4ab}{1 + \cos^2 \alpha_1} \left(\frac{r'}{r} \right)^{1 + \cos^2 \alpha_1} - \frac{b^2}{\cos^2 \alpha_1} \left(\frac{r'}{r} \right)^{2 \cos^2 \alpha_1} \right] \Big|_{r'}$$

6. Значения проекций относительной скорости на выходе из лопаток находим так же, как и значения на входе в рабочие лопатки.

Определим профили давления и реактивности на произвольном радиусе лопатки:

1. Запишем выражение для числа Маха на произвольном радиусе лопатки с учетом постоянства температуры торможения:

$$M_{1,2} = \frac{c_{1,2}}{\sqrt{kR \left(T'_{1,2} + \frac{c_{1,2}^2 - c_{1,2}'^2}{c_p} \right)}}$$

2. Запишем выражение для давления на произвольном радиусе лопатки, используя ГДФ давления:

$$p_{1,2} = p'_{1,2} \frac{\pi(M_{1,2}, k)}{\pi(M'_{1,2}, k)}$$

3. Запишем выражение для статической температуры на произвольном радиусе лопатки, используя ГДФ температуры:

$$T_{1,2} = T'_{1,2} \frac{\tau(M_{1,2}, k)}{\tau(M'_{1,2}, k)}$$

4. Таким образом, зная степень понижения давления на среднем и произвольном радиусе лопатки, мы можем определить степень реактивности на произвольном радиусе:

$$r = \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi'^{\frac{k-1}{k}} - 1} r'$$

Построим графики изменения углов потока и степени реактивности, а также треугольники скоростей на различных радиусах по высоте лопатки.

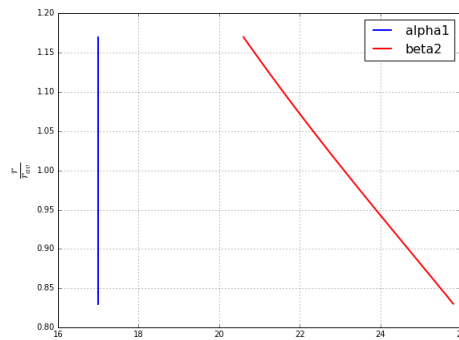


Рис. 3: Изменение углов α_1 и β_2 по радиусу

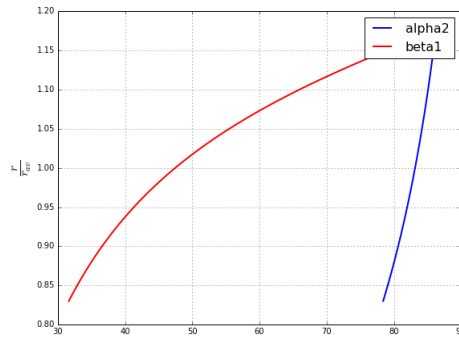


Рис. 4: Изменение углов α_2 и β_1 по радиусу

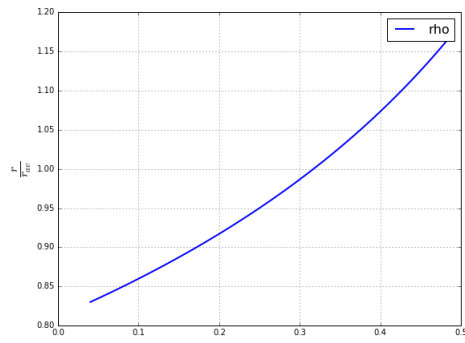


Рис. 5: Изменение степени реактивности по радиусу

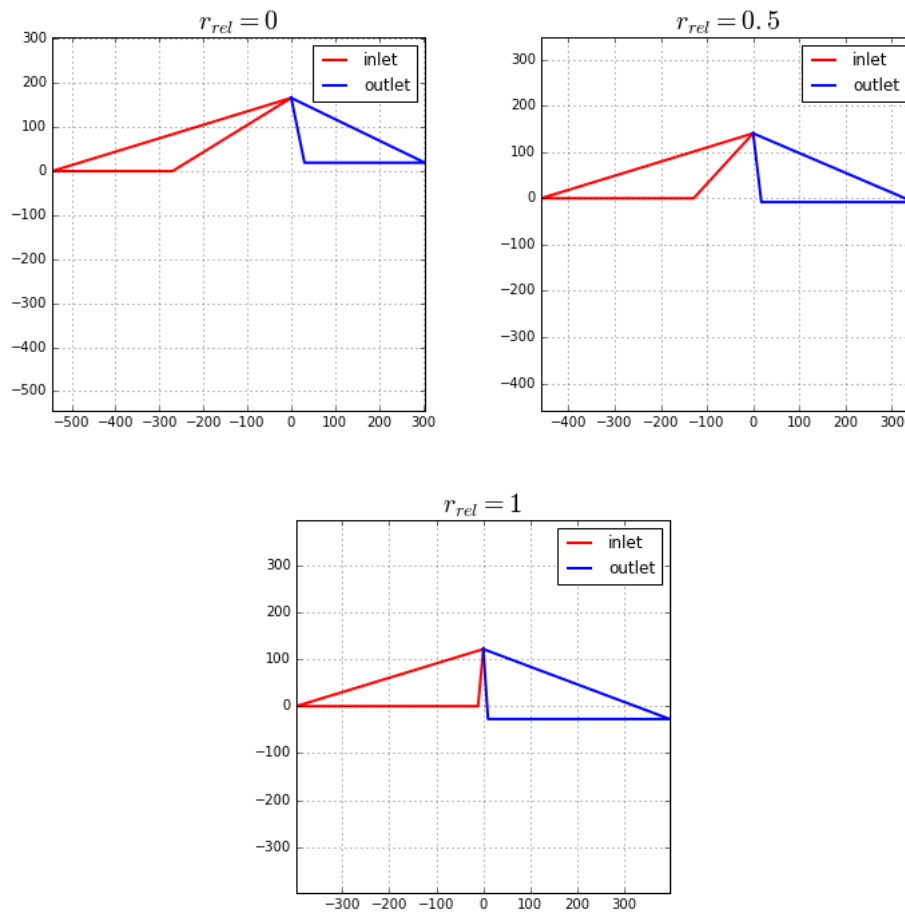


Рис. 6: Треугольники скоростей

5 Расчет на прочность диска первой ступени

5.1 Исходные данные для расчета

1. Частота вращения: $n = \langle AngVelocity \rangle$ об/мин
2. Зависимость толщины диска от радиуса: $h(r)$
3. Сила инерции, действующая на лопатку: $P_{лоп} = \langle BladeForce \rangle$ Н
4. Ширина хвостовика: $h_{m-1} = \langle TailWidth \rangle$ м
5. Радиусы хвостовика: $r1 = \langle TailR1 \rangle$ м и $r2 = \langle TailR2 \rangle$ м
6. Температура на внутреннем радиусе: $T_1 = 200$ К
7. Температура на внешнем радиусе: $T_m = \langle OutTemp \rangle$ К
8. Закон изменения температуры диска по радиусу: Примем, что температура диска изменяется по радиусу по закону квадратной параболы:

$$T(r) = T_1 + (T_m - T_1) \frac{r^2}{r_m^2}$$

9. Число лопаток: $z_{л} = \langle BladeNumber \rangle$
10. Параметры материала:

10.1. Материал - сплав ЭИ698.

10.2. Плотность: $\rho = \langle Density \rangle$ кг/м³

10.3. Коэффициент Пуассона: $\mu = 0.3$

10.4. Зависимость модуля Юнга от температуры:

T, К	20	400	500	600	700	800
E, МПа	$2 \cdot 10^5$	$1.82 \cdot 10^5$	$1.75 \cdot 10^5$	$1.65 \cdot 10^5$	$1.55 \cdot 10^5$	$1.4 \cdot 10^5$

10.5. Зависимость коэффициента линейного расширения от температуры

T, К	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\alpha, 10^{-6} 1/K$	11	11.4	11.7	12.1	12.4	12.7	13.4	13.9	14.7

10.6. Зависимость предела временной прочности от температуры

T, К	20	400	500	600	700
σ_b , МПа	1220	1180	1160	1120	1040

5.2 Алгоритм расчета

1. Определяем силу нагрузку на периферии:

$$p_m = \frac{P_{лоп} z_{л}}{2\pi r_2 h_{m-1}} + \rho \left(\frac{\pi n}{30} \right)^2 \frac{r_2^3 - r_1^3}{3r_1} = \frac{\langle BladeForce \rangle \cdot \langle BladeNumber \rangle}{2\pi \cdot \langle TailR2 \rangle \cdot \langle TailWidth \rangle} + \langle Density \rangle \cdot \left(\frac{\pi \cdot \langle AngVelocity \rangle}{30} \right)^2$$

2. Разобьем диск на $m - 1$ участков постоянной толщины.
3. Зададим значение $\sigma_r^{1,1} = \sigma_t^{1,1} = 100..200$ МПа
4. Для каждого из участков решим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} S_{i,i} = \sigma_r^{i,i} + \sigma_t^{i,i}, \\ D_{i,i} = \sigma_r^{i,i} - \sigma_t^{i,i}, \\ S_{i,i+1} = S_{i,i} - \frac{1+\mu}{2} \rho_i \omega^2 (r_{i+1}^2 - r_i^2) - E_i (\theta_{i+1} - \theta_i), \\ D_{i,i+1} = D_{i,i} \frac{r_i^2}{r_{i+1}^2} + \frac{1-\mu}{4} \rho \omega^2 \left(r_{i+1}^2 - \frac{r_i^4}{r_{i+1}^2} \right) + 2 \frac{E_i}{r_{i+1}^2} \int_{r_i}^{r_{i+1}} \theta r dr - E_i \left(\theta_{i+1} - \theta_i \frac{r_i^2}{r_{i+1}^2} \right), \\ \sigma_t^{i,i+1} = \frac{S_{i,i+1} + D_{i,i+1}}{2}, \\ \sigma_r^{i,i+1} = \frac{S_{i,i+1} - D_{i,i+1}}{2}, \\ \sigma_r^{i+1,i+1} = \sigma_r^{i,i+1} \frac{h_i}{h_{i+1}}, \\ \sigma_t^{i+1,i+1} = \mu \sigma_t^{i,i+1} \frac{h_i}{h_{i+1}} + \frac{E_{i+1}}{E_i} \left(\sigma_t^{i,i+1} - \mu \sigma_r^{i,i+1} \right), \end{cases}$$

где $\theta(r_i) = \alpha(r_i) (T(r_i) - T_0)$ - температурные деформации, а $T_0 = 20^\circ \text{C}$

5. Повторяем пункты 3 и 4 при $\theta = 0$ и $\omega = 0$

6. Находим коэффициент k :

$$k = \frac{p_m - (\sigma_r^{m-1,m})_I}{(\sigma_r^{m-1,m})_{II}}$$

7. Находим значения напряжений на каждом из участков:

$$\sigma_r^{i,j} = (\sigma_r^{i,j})_I + k(\sigma_r^{m-1,m})_{II}$$

$$\sigma_t^{i,j} = (\sigma_t^{i,j})_I + k(\sigma_t^{m-1,m})_{II}$$

5.3 Результаты расчета

1. Результаты первого расчета.

i	r_i , мм	$\sigma_r^{i,j}$, МПа	$\sigma_t^{i,j}$, МПа
<FirstCalculationRows>			

2. Результаты второго расчета

i	r_i , мм	$\sigma_r^{i,j}$, МПа	$\sigma_t^{i,j}$, МПа
<SecondCalculationRows>			

3. Значение коэффициента k :

$$k = \frac{p_m - (\sigma_r^{m-1,m})_I}{(\sigma_r^{m-1,m})_{II}} = \frac{< OutPressure > - < SigmaRKFirst >}{< SigmaRKSecond >} = < RecalculationCoef >$$

4. Значения напряжений на участках после пересчета.

i	r_i , мм	$\sigma_r^{i,j}$, МПа	$\sigma_t^{i,j}$, МПа
<RealStressRows>			

5. Средние арифметические значения напряжений на радиусах

i	r_i , мм	σ_r^i , МПа	σ_t^i , МПа	$\sigma_{\text{ЭКВ}}^i$
<AverageStressRows>				

6. Максимальная величина эквивалентных напряжений:

$$\sigma_{\text{ЭКВ}}^i = \sqrt{(\sigma_1^i)^2 + (\sigma_3^i)^2 - \sigma_1^i \sigma_3^i}$$

$$\sigma_{\text{ЭКВ max}} = < MaxEqSigma > \text{ МПа}$$

7. Минимальный коэффициент запаса по временной прочности:

$$n_{\text{вmin}} = < MinSafetyFactor >$$

8. Коэффициенты концентраций напряжений у отверстий:

$$k_1 = 3 - \frac{d_1}{b_1} - \frac{\sigma_{r1}}{\sigma_{t1}} = 3 - \frac{< DHole1 >}{< BHole1 >} - \frac{< SigmaRHole1 >}{< SigmaTHole1 >} = < KHole1 >$$

$$k_2 = 3 - \frac{d_2}{b_2} - \frac{\sigma_{r2}}{\sigma_{t2}} = 3 - \frac{< DHole2 >}{< BHole2 >} - \frac{< SigmaRHole2 >}{< SigmaTHole2 >} = < KHole2 >$$

9. Напряжения в зонах концентрации:

$$\sigma_{tk1} = k_1 \sigma_{t1} = < KHole1 > \cdot < SigmaTHole1 > = < SigmaTKHole1 >$$

$$\sigma_{tk2} = k_2 \sigma_{t2} = < KHole2 > \cdot < SigmaTHole2 > = < SigmaTKHole2 >$$

10. Зависимость от радиуса радиальных, окружных и эквивалентных напряжений, а также коэффициента запаса по временной прочности.

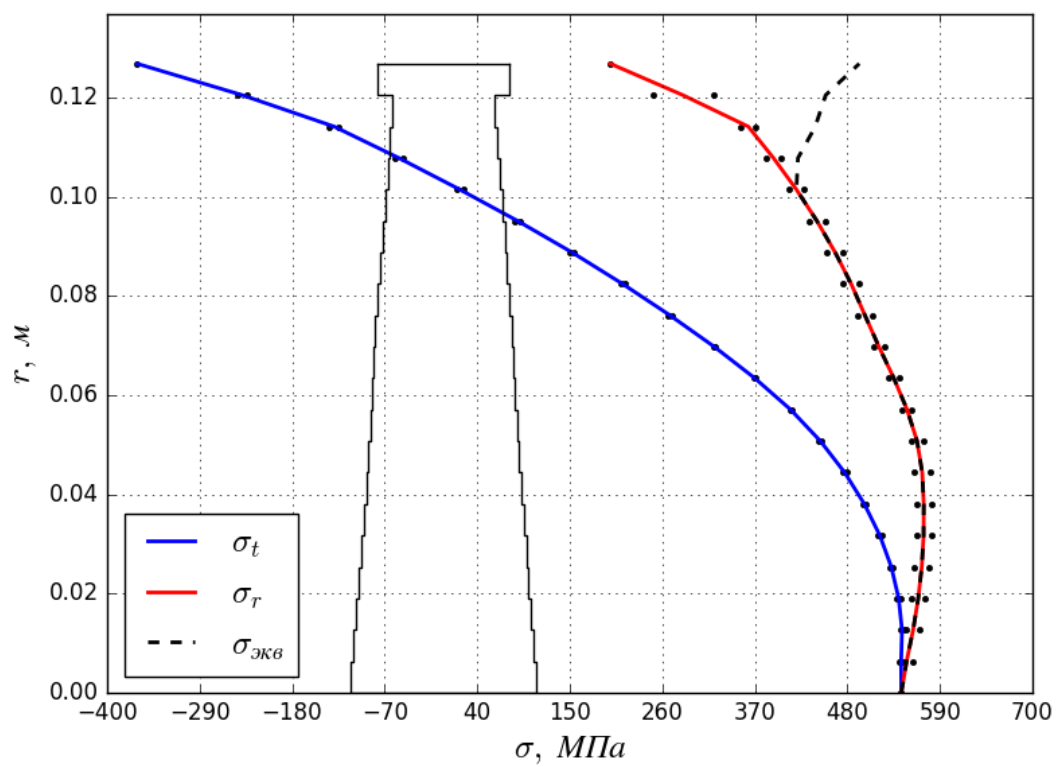


Рис. 7: Зависимость напряжений от радиуса

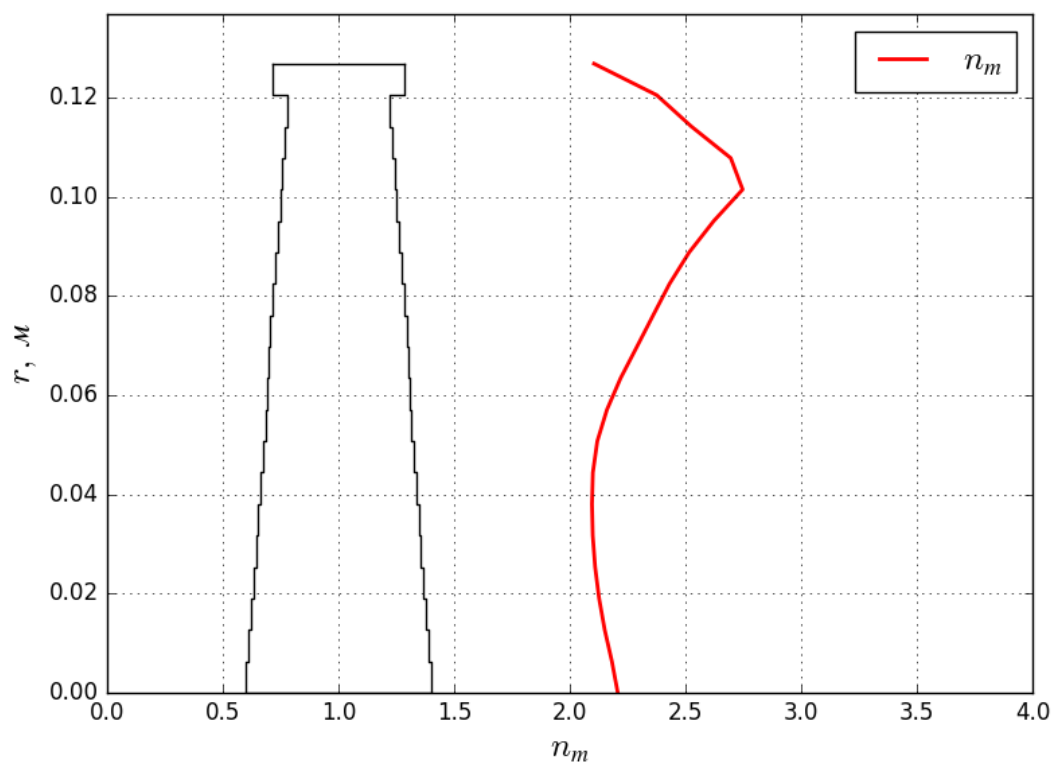


Рис. 8: Зависимость коэффициента запаса от радиуса